

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**



**ANÁLISIS AERODINÁMICO DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA**

**POR**

**JUAN GABINO RAMÍREZ RODRÍGUEZ**

**EN OPCIÓN AL GRADO DE MAESTRÍA EN INGENIERÍA EN  
AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN MATERIALES**

**JULIO 2016**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN  
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA  
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**ANÁLISIS AERODINÁMICO DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA**

**POR**

**JUAN GABINO RAMÍREZ RODRÍGUEZ**

**EN OPCIÓN AL GRADO DE MAESTRÍA EN INGENIERÍA EN  
AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN MATERIALES**

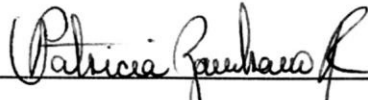
**SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN,**

**JULIO, 2016**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis ANÁLISIS AERODINÁMICO DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA realizada por el alumno JUAN GABINO RAMÍREZ RODRÍGUEZ, con número de matrícula 0909592, sea aceptada para su defensa como opción al grado de MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA con orientación en MATERIALES

El Comité de Tesis



Dra. Patricia del C. Zambrano Robledo  
Asesor



Dra. Bárbara Bermúdez Reyes  
Revisor



Dr. Fernando Velázquez Villegas  
Revisor

Vo. Bo.



Dr. Simón Martínez Martínez  
Subdirector de Estudios de Posgrado

## DEDICATORIA

A Dios por brindarme la oportunidad de vivir en estos momentos con salud y bienestar,  
permitirme tener una excelente Familia, por tener la certeza de conocer a mi esposa M.  
Monserrat la cual me brinda una especial paciencia, empuje y apoyo, darme la dicha de conocer  
a maravillosas personas que junto a ellos hacer un gran equipo de trabajo.

## AGRADECIMIENTOS

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por la gran oportunidad que nos brinda en el Programa Nacional de Posgrados de Calidad, ya que con este apoyo tanto económico y financiamiento se realizó este proyecto.

A la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL), principalmente a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) por la facilitación en primera instancia de los equipos e instalaciones para la realización de este proyecto.

Al Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica en específico a su plantilla de maestro y doctores con los cuales fue posible el estudio de este proyecto.

Agradezco a la Dra. Patricia del C. Zambrano R. por su aportante colaboración y apoyo en este proyecto, su gran asesoría en todo momento y motivación durante el mismo. Además de su gran ejemplo en el trabajo diario, el cual me deja una gran enseñanza.

Agradezco a la Dra. Bárbara Bermúdez Reyes por su apoyo, dedicación y tutoría, también por su colaboración durante el proceso de formación en el proyecto.

A mi esposa Monserrat la cual me ha tenido una enorme paciencia en el tiempo del cual se elaboró este proyecto, también de su infinita ayuda y apoyo cuando más lo necesite.

A todo el equipo del CIIA por su ayuda y constante tutoría.

Al Ing. Antonio Medrano Mejía y al personal del laboratorio de aerodinámica de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (ESIME) Unidad Ticomán del Instituto Politécnico Nacional (IPN) por su apoyo en la Ciudad de México.

## CONTENIDO

CAPÍTULO 1 .....	1
INTRODUCCIÓN .....	1
Hipótesis .....	2
Objetivo .....	2
Objetivos particulares .....	2
Motivación .....	2
Planteamiento.....	2
Justificación .....	3
CAPÍTULO 2.....	4
MARCO TEÓRICO.....	4
2.1 Historia.....	4
2.2 Áreas de servicio en las que opera un UAV .....	6
2.3 Tipos de UAV .....	7
2.4 Aerodinámica.....	7
2.5 Perfil alar.....	8
2.6 Polar aerodinámica.....	13
2.7 Envolverte de vuelo.....	14
2.7.1 Diagrama de maniobra.....	16
2.7.2 Diagrama de ráfaga .....	17
2.8 Método Anderson para la obtención de la gráfica polar .....	19
CAPÍTULO 3.....	27
METODOLOGÍA EXPERIMENTAL .....	27
3.1 Descripción del UAV.....	27
3.2 Descripción del perfil alar .....	28
3.3 Manufactura del perfil alar.....	29
3.4 Pruebas experimentales.....	32
3.5 Procedimiento para la obtención de los coeficientes aerodinámicos del perfil alar SL-1.....	34
3.5.1 Colocación del perfil alar en el túnel de viento.....	34
3.5.2 Calibración de la balanza analítica en el túnel de viento .....	35
3.5.3. Determinación de las condiciones ambientales.....	36
3.5.4. Valores de $C_D$ y $C_L$ .....	37
3.6 Aplicación del método Anderson.....	39
3.7 Cálculo de la gráfica polar .....	39

3.8 Envolvente de vuelo.....	48
3.8.1 Velocidad de desplome .....	49
3.8.2 Velocidad de maniobra $V_A$ .....	50
3.8.3 Velocidad de crucero .....	50
3.8.4 Velocidad de picada $VD$ .....	50
3.8.5 Velocidad de desplome negativo $VS - 1$ .....	51
3.8.6 Determinación de los factores de carga límite de diseño, <i>nlimpos</i> y <i>nlimneg</i> .....	51
3.8.7 Líneas factor de carga de ráfaga y Velocidad de ráfaga $VA$ .....	52
CAPÍTULO 4.....	54
ANÁLISIS Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS .....	54
4.1 Resultados en el túnel de viento.....	54
4.2 Resultados del método Anderson.....	55
4.3 Tablas de la Polar .....	60
Ángulo de ataque del ala $\alpha_A$ .....	65
$CDA$ .....	65
4.4 Construcción de la gráfica Polar .....	79
4.5 Envolvente de vuelo (Diagrama factor carga–velocidad o diagrama V-n).....	80
4.5.1 La velocidad de pérdida, $VS$ .....	80
4.5.2 La velocidad de desplome negativo, $VS_{negativo}$ .....	81
4.5.3 Los factores de carga límite de diseño, <i>nlimpos</i> y <i>nlimneg</i> .....	83
4.5.4 El diseño de la velocidad de maniobra $VA$ .....	84
4.5.5 Velocidad de crucero $VC$ .....	85
4.5.6 Velocidad de Perdida $VD$ .....	85
4.5.7 Líneas factor de carga de ráfaga .....	86
CAPÍTULO 5.....	93
CONCLUSIONES Y FUTURO TRABAJO .....	93
5.1 Conclusiones.....	93
5.2 Recomendaciones para trabajos futuros.....	94
REFERENCIAS.....	95

## CONTENIDO DE FIGURAS

Figura 2.1. Aeroplano Ketterin Bug, (museo de Daytona, Fl). [9].	5
Figura 2.2. fuerzas que actúan sobre un perfil alar.	8
Figura 2.3. Terminología del perfil aerodinámico, [16].	9
Figura 2.4. Tipos de ala [17].	9
Figura 2.5. Tipos de estabilizadores o empenaje de una aeronave [17].	10
Figura 2.6. Esquema de un perfil aerodinámico en la estructura alar [17]	11
Figura 2.7. Ejemplos de series de perfiles NACA [5].	11
Figura 2.8. Características aerodinámicas típicas del ala [5]	12
Figura 2.9. Características típicas de alas en una gráfica polar [17]	13
Figura 2.10. Envolvente de vuelo o Gráfica V-n [20].	15
Figura 2.11. Diagrama de maniobra [17].	16
Figura 2.12. Diagrama de ráfaga [17]	18
Figura 2.13. Esquema de una semienvergadura usada en el cálculo del método Anderson [23].	19
Figura 2.14. Estaciones en la semienvergadura de la QAE-100 [23]	20
Tabla 2.1 Hoja de datos para el método Anderson [23].	21
Figura 2.15. Vista esquemática de la semienvergadura [23]	22
Figura 2.16. Gráfica CL Vs Estación [41]	24
Figura 2.17. Gráfica $C_L$ Vs $\alpha$ del perfil [23].	25
Figura 3.1. Perfil alar SL-1	28
Figura 3.2. Trazo y corte en la madera balsa	30
Figura 3.3. Ensamble de las piezas de madera balsa.	30
Figura 3.4. Perfil SL-1 en ABS [43]	31
Figura 3.5. Proceso de tallado y resanado del perfil alar	31
Figura 3.6. Semiala con perfil SL-1, para realizar prueba en túnel de viento.	32
Figura 3.7. Túnel de viento subsónico, TE44 PLINT & PARTNER [46]	33
Figura 3.8. Balanza aerodinámica usada para medición de los coeficientes aerodinámicos	34
Figura 3.9. Colocación del perfil alar en el túnel de viento	35
Figura 3.10. Calibración de la balanza analítica	36
Figura 3.11. Medidor de humedad relativa y Temperatura, y Barómetro.	37
Figura 3.12 Transductor de fuerzas aerodinámicas con visualización digital.	38
Figura 3.13. Distancia entre centros aerodinámicos del ala y del empenaje horizontal.	42



Figura 3.14. Diagrama esquemático del centro aerodinámico de un ala.....	43
Figura 3.15. Esquema de un ala vista desde planta donde se observa las dos aletas simples para el caso 1.....	46
Figura 3.16. Esquema de un perfil alar y su geometría en despliegue de la aleta.....	46
Figura 4.1. Grafica $C_L$ Vs Estación del perfil .....	59
Figura 4.2. Gráfica de sustentación $C_L$ Vs $\alpha$ del perfil (color azul) contra la del ala (color rojo), que se determinó en base a las operaciones anteriores donde se obtuvieron los $CL_{max}$ del perfil y del ala respectivamente.....	59
Figura 4.3. Grafica del coeficiente de Levantamiento Vs Ángulo de ataque del ala .....	60
Figura 4.4. Grafica Coeficiente de Levantamiento Vs Ángulo de ataque del perfil .....	63
Figura 4.5. En esta figura se muestra el coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque. ....	64
Figura 4.6. Gráfica correspondiente a la polar del avión limpio.....	79
Figura 4.7. Curva desde 0 hasta A en el diagrama V-n.....	81
Figura 4.8. Curva desde 0 hasta G en el diagrama V-n.....	82
Figura 4.9. Gráfica correspondiente a las líneas de maniobra de la aeronave .....	86
Figura 4.10. Gráfica correspondiente a las líneas de ráfaga de la aeronave.....	91
Figura 4.11. Gráfica correspondiente al Diagrama V-n de la aeronave QAE-100 .....	91

## CONTENIDO DE TABLAS

Tabla 2.1 Hoja de datos para el método Anderson [23].....	21
Tabla 3.1. Datos estructurales del QAE-100.....	27
Tabla 3.2 Datos puntuales del perfil SL-1 [34].....	28
Tabla 3.3. Características importantes de diseño Experimental utilizan para diseñar el futuro UAV.....	29
Tabla 3.4. Columnas para la elaboración de la hoja de cálculo para poder graficar la polar [23].....	40
Tabla 4.1. Condiciones ambientales del laboratorio .....	54
Tabla 4.2. Resultaos del análisis en el túnel de viento del perfil alar (la balanza arroja el resultado en Newton) .....	55
Tabla 4.3. Datos de la estación de la Semienvergadura.....	56
Tabla 4.4. Datos de la distancia “y” de la Semienvergadura .....	56
Tabla 4.5. Valores de cuerda en cada estación “y” .....	56
Tabla 4.6. Valores de La (pags. 14 y 15 del libro Theory of Wing Sections; Abbot).....	57
Tabla 4.7. Valores de Lb (pags. 12 y 13 del libro Theory of Wing Sections; Abbot) .....	57
Tabla 4.8. Valores Cla1.....	57
Tabla 4.9. $C_L$ obtenido en cada columna.....	58
Tabla.4.10. $C_L$ brindado en cada subcolumna para obtener el $CL_{max}$ , que es los que se ven con color amarillo. ....	58
Tabla. 4.11. Coeficiente de Levantamiento Vs Ángulo de ataque del ala .....	61
Tabla 4.12. Coeficiente de Levantamiento Vs Ángulo de ataque del ala .....	61
Tabla 4.13 Columnas 2 y 3 de la polar donde se muestran los resultados en la columna 3 de las CL.....	62
Tabla 4.14. Columnas 2 y 4 de la polar donde se muestran los resultados en la columna 4 de las CD.....	63
Tabla 4.15. Columnas 2 y 5, ángulo de ataque del ala y coeficiente de resistencia al avance inducida.....	65
Tabla 4.16. Columna 2 y columna 6, Ángulo de ataque del ala y Coeficiente de resistencia al avance del ala .....	65
Tabla 4.17. Columna 2 y 7, ángulo de ataque del ala y desviación de la estela.....	66
Tabla 4.18. Columnas 2, 7 y 8, ángulo de ataque del ala, desviación de la estela y ángulo de ataque del Empenaje Horizontal .....	67
Tabla 4.19. Columnas 8 y 9, ángulo de ataque y coeficiente de levantamiento del Empenaje Horizontal .....	68

Tabla 4.20. Columnas 8 y 10, ángulo de ataque y el coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal.....	69
Tabla 4.21. Columnas 8 y 11, ángulo de ataque y coeficiente de resistencia al avance el perfil del Empenaje Horizontal.....	70
Tabla 4.22. Columnas 8 y 12, ángulo de ataque del empenaje horizontal y coeficiente de resistencia al avance inducida. ....	70
Tabla 4.23. Columnas 8, 11, 12 y 13, ángulo de ataque del empenaje, coeficientes de resistencia al avance del perfil, de resistencia inducida del empenaje y la suma de las dos anteriores (CDEH). ....	71
Tabla 4.24. Columnas 8 y 14, ángulo de ataque del empenaje y coeficiente de resistencia al avance del empenaje horizontal referido a la superficie alar. ....	72
Tabla 4.25. Columnas 2 y 15, ángulo de ataque del ala y Coeficiente de levantamiento total sin aletas extendidas.....	73
Tabla 4.26. Columnas 15, 22 y 24, Levantamiento total con aletas extendidas .....	75
Tabla 4.27. Columnas 6, 14, 21, 19 y 25, Coeficiente de resistencia al avance total sin aletas y sin tren de aterrizaje .....	76
Tabla 4.28. Columnas 6, 14, 21, 23 y 26, Coeficiente de resistencia al avance total con aletas y tren de aterrizaje extendidos en base a la suma de las columnas 6, 14, 21 y 23 .....	76
Tabla 4.29. Columnas 6, 14, 21 y 27, Coeficiente de resistencia al avance total solo con tren de aterrizaje extendido .....	77
Tabla 4.30. Columnas 6, 14, 21, 23, 19 y 28 .....	78
Tabla 4.31. Relación factor de carga positivo y factor de carga negativo contra velocidad	83
Tabla 4.32. Relación factor de carga positivo y negativo contra velocidad de crucero .....	89
Tabla 4.33. Relación factor de carga positivo contra velocidad de picada .....	90

# CAPÍTULO 1

## INTRODUCCIÓN

El estudio de nuevos diseños aerodinámicos es una base fundamental para el desarrollo de nuevas aeronaves [1].

Un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) es una aeronave que no cuenta con piloto a bordo y que puede ser pre-programado, además de recibir información de vuelo en base de comandos intermitentes, ya sea de forma independiente o de un operador humano a una distancia desde una estación terrena. Puede trabajar en aplicaciones militares y civiles, como en el levantamiento de datos científicos, vigilancia de algunas zonas con difícil acceso, monitoreo agrícola, seguimiento de incendios forestales, investigación geológica, etc. [2, 3, 4].

Debido al potencial del UAV para realizar tareas sin riesgo directo para la tripulación o los seres humanos en general, son ideales para probar nuevos conceptos estructurales y aerodinámicos que se han presentado como un medio para aumentar aún más la capacidad del UAV [5].

La estructura alar de un UAV convencional es la que produce el ascenso mientras que el fuselaje tiene muy poco o ningún aporte en la generación del mismo [6, 7]. Para la cual se hace necesario determinar los límites de diseño y los factores últimos de carga correspondientes a la velocidad a la cual la estructura de la aeronave es diseñada.

Es por esto que este trabajo trata del estudio y análisis del estabilizador horizontal y del perfil alar SL-1 [8] mediante el cálculo de la polar de la aeronave y la determinación de la envolvente de vuelo.

## **Hipótesis**

La determinación y realización de los cálculos aerodinámicos del UAV QAE-100 permitirá diseñar el mismo para que resista los esfuerzos aerodinámicos y cargas a diferentes velocidades con el fin de que pueda operar en condiciones de vuelo recto y nivelado.

## **Objetivo**

Determinar y realizar los cálculos aerodinámicos para que el UAV QAE-100 resista los esfuerzos y cargas aerodinámicas.

## **Objetivos particulares**

Desarrollar la gráfica polar del UAV QAE-100.

- Desarrollar un modelo físico aerodinámico del perfil SL-1 y empenaje del QAE-100 para su uso en simulaciones.
- Generar diagrama de envolvente de vuelo constante que proporcionará la relación entre la altitud de vuelo y la gama de velocidades de la aeronave.

## **Motivación**

Dentro de la aeronáutica se sitúan las aeronaves de pequeñas dimensiones como los UAV, en estos existen una gran cantidad de estudios, que en los últimos años ha habido una gran innovación tecnológica dentro del rango civil, a los cuales específicamente este trabajo se abocará en el análisis aerodinámico y de las diferentes velocidades.

## **Planteamiento**

El análisis aerodinámico es una herramienta de la ingeniería aeronáutica para determinar, si el diseño de cualquier aeronave puede llegar a soportar las cargas aerodinámicas existentes y llegar a tener un vuelo estable y nivelado. En el análisis se construyen gráficas,

las cuales determinan si la aeronave podrá volar de una manera eficiente. Por lo que es necesario definir velocidades en los que la aeronave operará y a su vez conocer las limitantes estructurales del diseño de la aeronave QAE-100, para construir los diagramas de la polar y la envolvente de vuelo.

### **Justificación**

El análisis aerodinámico, así como las diferentes velocidades son características fundamentales para determinar que una aeronave tenga un vuelo recto y nivelado. El diagrama correspondiente a la envolvente de vuelo, muestra las áreas referentes a los factores de carga contra las velocidades importantes que la aeronave soportará gracias a su estructura. El trabajo realizado es de suma importancia para mostrar los diferentes factores de carga y rangos de velocidades en los cuales operará la aeronave QAE-100.

# CAPÍTULO 2

## MARCO TEÓRICO

### 2.1 Historia

A lo largo de la historia, los sistemas de vehículos aéreos no tripulados (UAV) han sido utilizados en operaciones militares, actualmente se están usando en aplicaciones civiles.

En 1883, el inglés Douglas Archibald colocó un anemómetro a la línea de un papalote, por la cual pudo medir la velocidad del viento hasta 1,200 pies. Siendo uno de los primeros vehículos aéreos no tripulados de reconocimiento en el mundo. Por otra parte, William Eddy tomó cientos de fotografías de cometas durante la guerra española-estadounidense, lo cual indica fue uno de los primeros usos de vehículos aéreos no tripulados en combate [9].

En 1944, Clarence "Kelly" Johnson predijo que el futuro de aviación militar pertenecería a vehículos aéreos no tripulados (UAV) [10]. Llamados también UAS (Sistemas de Aviones No Tripulados) y el ROA (Aviones de operación remota) se consideran términos intercambiables.

Otra innovación en el ámbito de vehículos aéreos no tripulados se utilizó en la Primera Guerra Mundial, las cuales fueron en forma de globos siendo estos más ligeros que el aire [11].

Charles Kettering en General Motors, desarrolló un UAV biplano para el Cuerpo de Señales del Ejército, tardó cerca de 3 años en desarrollarlo y fue llamado el Torpedo aéreo Kettering (Figura 2.1) más conocido como el "Kettering Bug" o simplemente "Bug". Este UAV tenía una velocidad de 40 a 55 millas/h y podía llevar 180 libras de explosivos. El vehículo aéreo fue guiado a la meta mediante controles preestablecidos y contaba con alas

desmontables que se separaban de la aeronave cuando estaba sobre el objetivo permitiendo que el fuselaje cayera en forma de una bomba [9].



Figura 2.1. Aeroplano Ketterin Bug, (museo de Daytona, Fl). [9].

En 1933, los británicos volaron tres biplanos reformados Fairey Queen mediante control remoto desde un barco. Dos biplanos se estrellaron y el tercero voló con éxito. Por esto la Gran Bretaña es el primer país en utilizar los vehículos aéreos no tripulados [5].

En 1937, el inglés Reginald Denny Leigh, y los estadounidenses, Walter Righter y Kenneth Case, desarrollaron una serie de UAV, llamado RP-1, RP-2, RP-3 y RP-4. Con los cuales formaron la empresa Radioplane [9], que más tarde pasó a formar parte de la División de Northrop-Ventura. Radioplane construyó miles de aviones no tripulados de destino durante la Segunda Guerra Mundial. También, los alemanes utilizaron UAV's letales V-1 y V-2, durante los últimos años de la guerra, pero no fue hasta en la era de la guerra de Vietnam que los UAV se utilizaron con éxito para el reconocimiento y exploración [11]. Durante la era de la guerra de Vietnam, los UAV, se utilizan sólo para



misiones de reconocimiento. Estos UAV eran lanzados desde el aire a bordo de C-130 y recuperados por paracaídas.

Al final de la guerra de Vietnam, el interés general en los vehículos aéreos no tripulados se redujo, hasta que los israelíes, neutralizaron el sistema de defensa aérea en Siria en el valle de Bekaa en 1982 utilizando un UAV para el reconocimiento, y como señuelos.

La Marina de los EE.UU. y la Infantería de Marina entraron en la industria de los UAV en 1985 mediante la compra de las Industrias Mazlat / Israel Aircraft (IAI) y el sistema AAI Pioneer.

Por lo que, la Fuerza Aérea de Estados Unidos comenzó a trabajar reticentemente en los UAV, a pesar de su gran experiencia con aviones no tripulados llamados drones. Esto cambió significativamente durante la década de 1990, desde entonces han desarrollado utilizando UAV para una variedad de propósitos. Actualmente es el más activo de Estados Unidos dentro de las fuerzas armadas [11].

También la Administración de Aeronáutica y del Espacio (NASA) cuenta con vehículos aéreos no tripulados para uso aeroespacial para vehículos lanzadores de sondas meteorológicas, imágenes a alta y baja altitud, etc. [12].

## **2.2 Áreas de servicio en las que opera un UAV**

El creciente éxito de los UAV en el servicio y la demostración, los aumentos en la capacidad de carga útil, han servido para que también se utilicen para operaciones o misiones civiles, entre los que se encuentran [13].:

- Monitoreo costero y fronterizo
- Seguridad nacional
- Operaciones de desastres naturales
- Administración de tierras de mapeo y planeación digital
- Búsqueda y rescate
- Detección de incendios y gestión de extinción de incendios

- Comunicaciones y servicios de transmisión
- Agricultura de precisión y pesca
- Monitoreo y control de transporte terrestre
- Sistema de localización satelital
- Soporte para control de tráfico aéreo
- Monitoreo en líneas de transmisión de energía
- Investigación del medio ambiente y gestión de la calidad del aire
- Rastreo de vectores epidémicos

### **2.3 Tipos de UAV**

Hay tres tipos de UAV's, con exclusión de los cohetes y misiles, que vuelan sin pilotos:

- Vehículo Teledirigido. - También llamado a Radio Control, son aquellos que para poder maniobrar es necesario que un usuario tenga todo el tiempo todo el control sobre esta aeronave.
- Zángano. – Son aquellos vehículos a los cuales se les da una orden o maniobra a seguir durante su vuelo, quiere decir que son teledirigidos y cumplen una misión específica en una sola dirección.
- Drone. – Son aquellas aeronaves las cuales todo su vuelo es autónomo de principio a fin cumpliendo así las órdenes desde Tierra.

En el pasado, estos aviones fueron todos llamados drones, es decir, un "avión sin piloto controlado por señales de radio" [9].

Actualmente es muy común ver UAV's en eventos, fotografía, vigilancia, etc.

### **2.4 Aerodinámica**

Se define como la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos. Como ejemplo del ámbito de la aerodinámica podemos mencionar el

movimiento de un avión a través del aire entre otros. La presencia de un objeto en un fluido gaseoso modifica la repartición de presiones y velocidades de las partículas del fluido, originando fuerzas de sustentación y resistencia. La modificación de unos de los valores (presión o velocidad) modifica automáticamente en forma opuesta el otro. [14].

El movimiento de las partículas de aire alrededor de un cilindro produce fuerzas que pueden ser vistos normalmente o en forma de corte tangencial. Es conveniente resolver la fuerza resultante sobre el cilindro en un componente perpendicular a la dirección de libre flujo de velocidad (llamado levantamiento) y un componente paralelo en la dirección de la velocidad de corriente libre (llamado arrastre). La nomenclatura se ilustra en la Figura 2.2 [15].



Figura 2.2. Fuerzas que actúan sobre un perfil alar.

## 2.5 Perfil alar

En el diseño y construcción de aeronaves es fundamental saber o tener definido el perfil a utilizar en una aeronave, se define como un cuerpo que posee una forma tal que permite aprovechar al máximo las fuerzas originadas por las variaciones de velocidades y presiones de una corriente de aire [16].

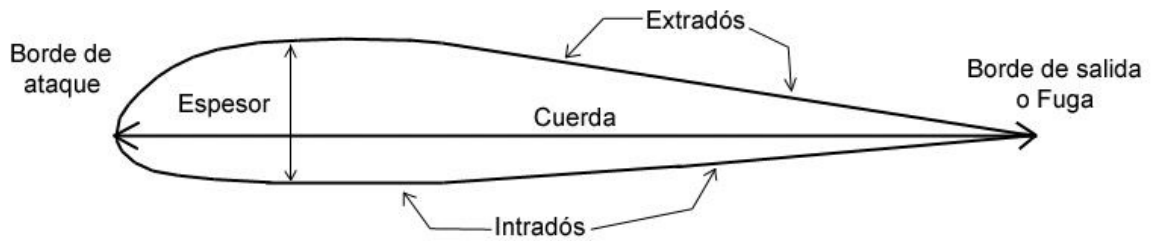


Figura 2.3. Terminología del perfil aerodinámico, [16].

Para esto las aeronaves se clasifican en base a sus perfiles alares, esto quiere decir que el ala es la que determina la configuración de una aeronave, y un punto importante es tener el perfil alar conociendo el tipo de ala de la aeronave [17]. A continuación, se muestran los diferentes tipos de ala (Figura 2.4).

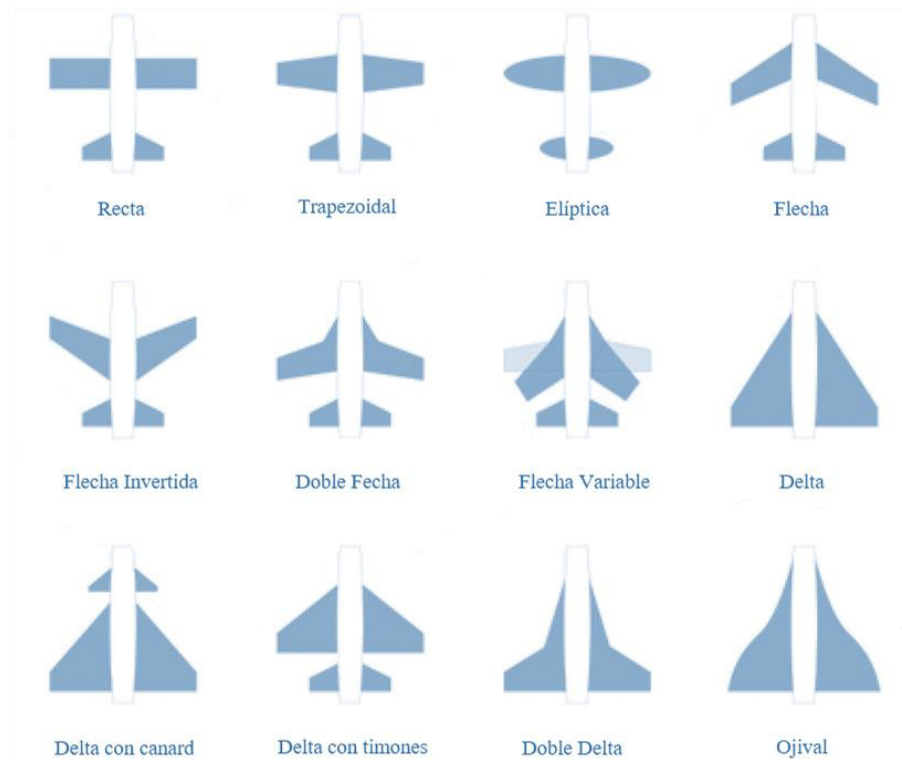


Figura 2.4. Tipos de ala [17]

Además de la clasificación basada en la forma de las alas también existen con diferentes estabilizadores o empenaje, (Figura 2.5).

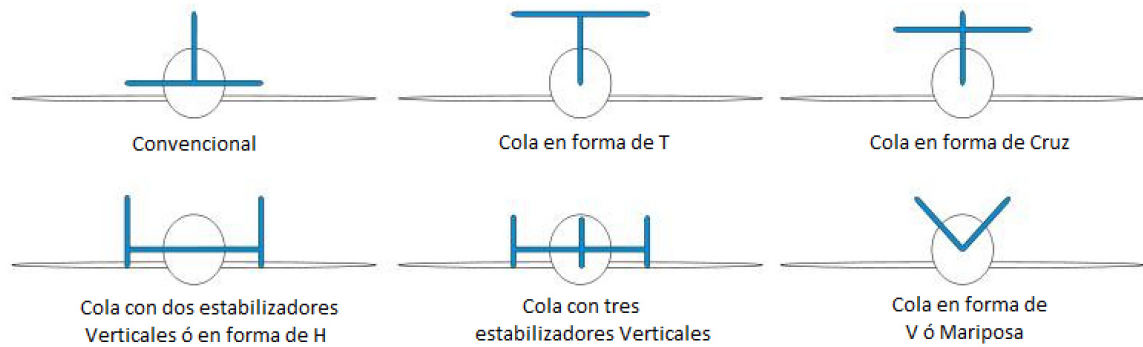


Figura 2.5. Tipos de estabilizadores o empenaje de una aeronave [17]

La mayor parte del desarrollo de perfiles en los Estados Unidos ha sido realizada a partir de 1929 por el Comité Nacional de Aeronáutica (NACA), que fue precursor de la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA) [18]. Las primeras series estudiadas fueron las llamadas “de cuatro dígitos”. El primero de los dígitos daba la curvatura en porcentaje de la cuerda; el segundo daba la posición de la curvatura máxima en décimas de la cuerda y los dos últimos dígitos el espesor máximo en porcentaje de la cuerda. Por ejemplo, un perfil NACA 2415 tiene la curvatura máxima del 2% de la cuerda, situada en el punto del 40% de la cuerda (medido desde el borde de ataque) y con un espesor máximo del 15% de la cuerda. El perfil NACA 0012 es un perfil simétrico (de curvatura 0) y con un espesor del 12% de la cuerda [5].

Posteriormente se desarrollaron series de cinco dígitos, “series 1”, y, con la llegada de altas velocidades, los denominados de flujo laminar. Estos corresponden a las “series 6 y 7” y resultan del desplazamiento hacia atrás del punto de espesor máximo y la reducción del radio de borde de ataque. De este diseño se obtiene dos resultados principales. En primer lugar, se desplaza hacia atrás el punto de presión mínima, aumentando con ello la distancia desde el borde de ataque en la que existe flujo laminar y reduciendo la resistencia. En segundo lugar, aumenta el número crítico de mach, permitiendo incrementar la velocidad del avión sin la aparición de problemas de compresibilidad.

En la Figura 2.6 se observa a detalle el diseño del perfil dentro del ala.

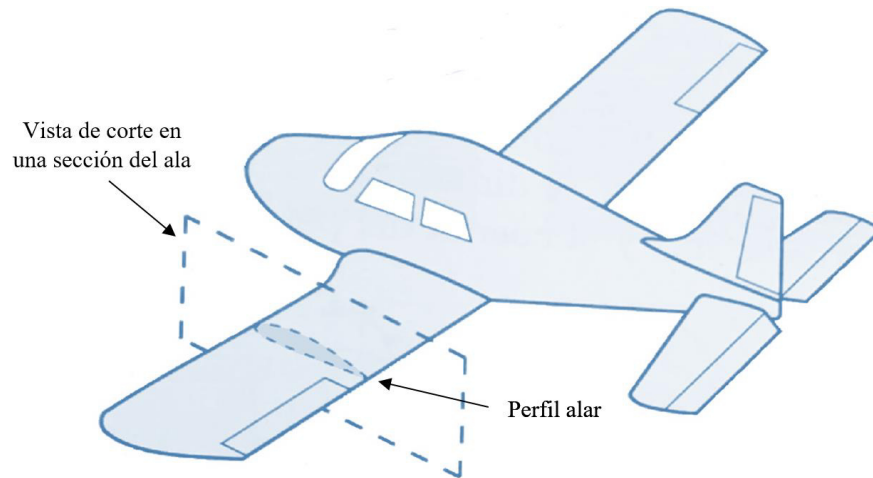


Figura 2.6. Esquema de un perfil aerodinámico en la estructura alar [17]

En los perfiles de “serie 6”, el primer dígito indica la serie y el segundo la posición de presión mínima en décimas de la cuerda. El tercer dígito representa el coeficiente de sustentación en décimas y los dos últimos dígitos el espesor en porcentaje de la cuerda. Por ejemplo, el NACA 64-212 es un perfil de la serie 6 con el punto de presión mínima en el 40% de la cuerda, un coeficiente de sustentación de diseño de 0,2 y espesor del 12% de la cuerda. En la Figura 2.7 se muestran ejemplos de perfiles NACA con base en su nomenclatura [5].

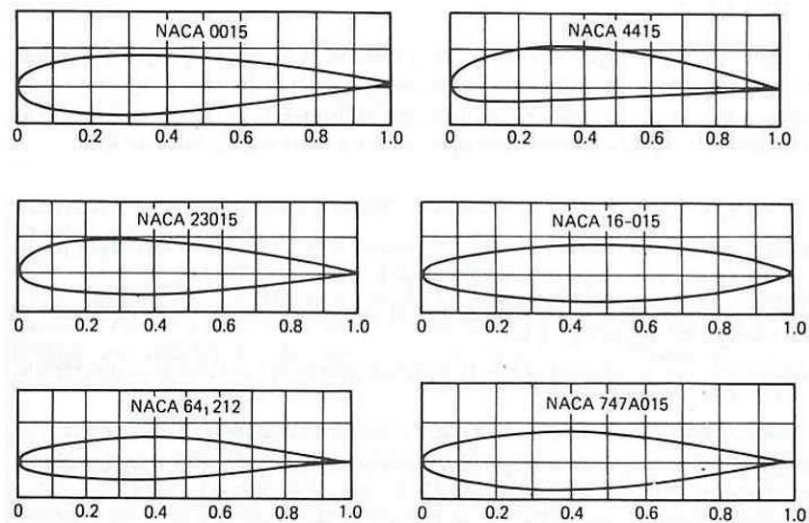


Figura 2.7. Ejemplos de series de perfiles NACA [5]

La sustentación y la resistencia de un avión están directamente relacionados, de aquí se puede indicar que la polar del avión es una función que relaciona al coeficiente de Resistencia ( $C_D$ ) con el de sustentación ( $C_L$ ), a su vez es fundamental para estimar correctamente las actuaciones del avión [19].

Una manera de describir las características aerodinámicas de un ala es trazar los valores de los coeficientes contra el ángulo de ataque, que es el ángulo entre el plano del ala y la dirección del movimiento, Figura 2.8. El coeficiente de elevación o levantamiento ( $C_L$ ) aumenta casi linealmente con el ángulo de ataque, hasta que se alcanza el valor máximo (ala de "parada").

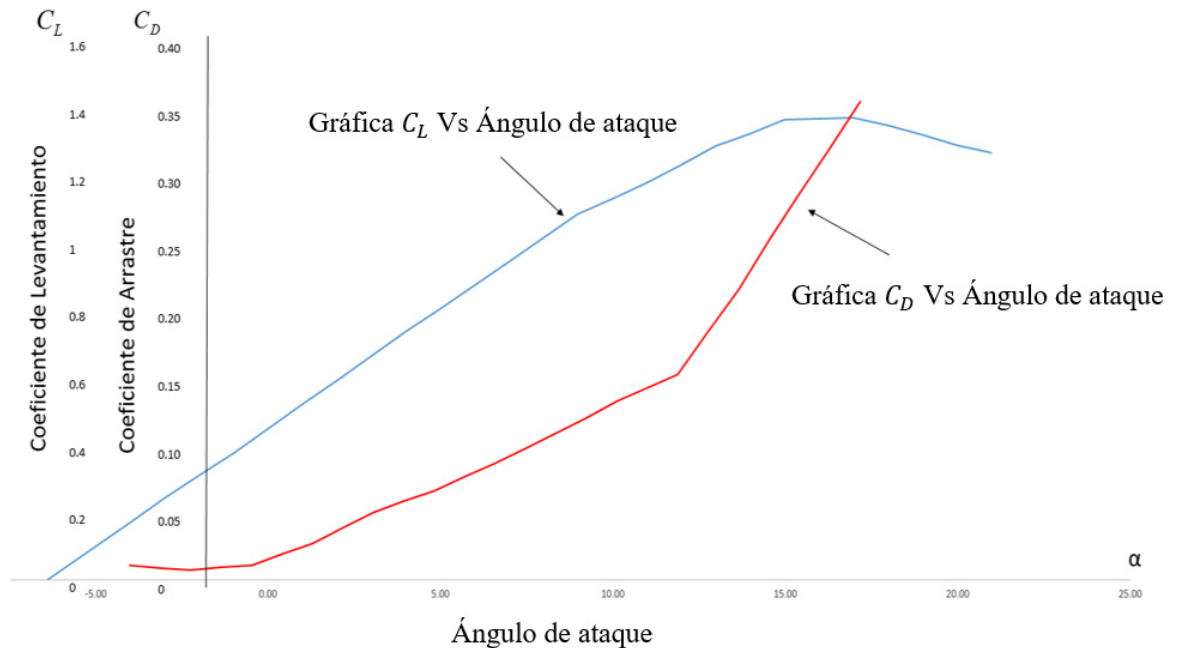


Figura 2.8. Características aerodinámicas típicas del ala [5]

El coeficiente de resistencia o “arrastre” ( $C_D$ ) tiene un valor mínimo a un bajo coeficiente de elevación, se expresa en la forma de la curva donde es aproximadamente parabólica en ángulos de ataque por debajo de la cabina, Figura 2.9. Si el punto sobre el que se toma el momento se elige correctamente (centro aerodinámico), el coeficiente de momento es esencialmente constante hasta un ascenso máximo, [19].

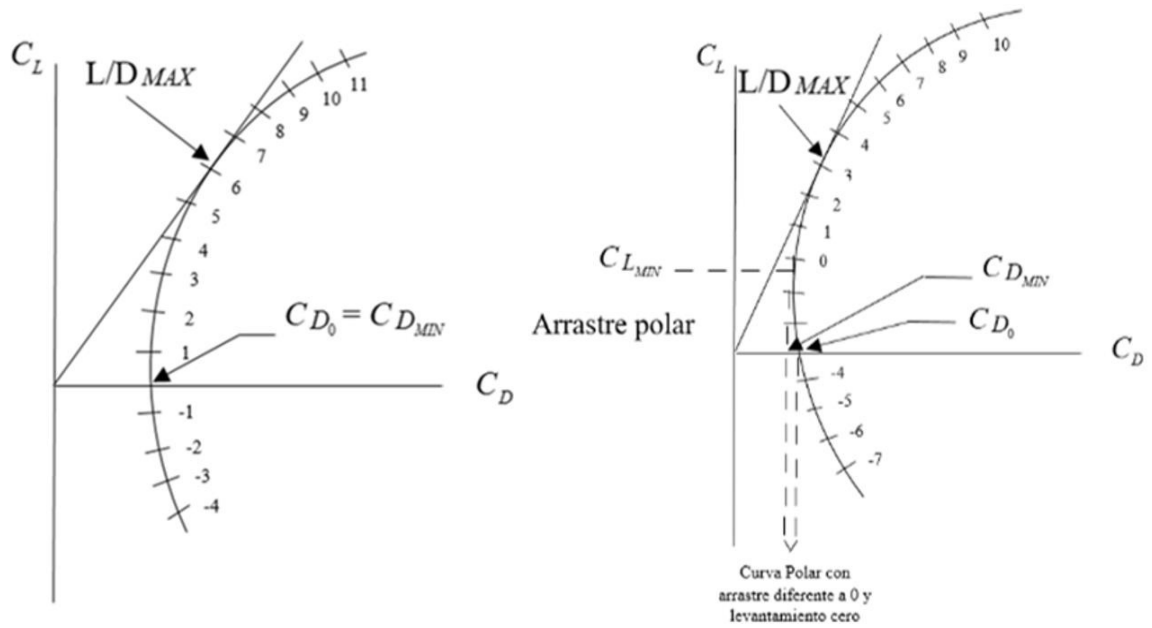


Figura 2.9. Características típicas de alas en una gráfica polar [17]

## 2.6 Polar aerodinámica

La grafica polar o polar de la aeronave se define como una medida en la eficiencia del ala en la superficie de elevación, la cual está dada por la relación de elevación y arrastre ( $C_D$  Vs  $C_L$ ), se representa gráficamente como se observa en la Figura 2.9. Esta proporción aumenta desde cero o ascenso en cero hasta un valor máximo en un coeficiente de elevación moderada, después de lo cual disminuye de forma relativamente lenta como el ángulo de ataque se incrementa aún más [19].

La polar de un perfil se puede aproximar razonablemente bien a una parábola,

$$C_D = C_{Dmin} + k (C_L - C_{Lmin})^2 = C_{D0} + j C_L + k C_L^2 \quad (2.1)$$

Si el perfil es simétrico, la curva es simétrica con respecto al eje vertical, es decir que  $C_L, C_{Dmin} = 0$ . Cuando el perfil entra en pérdida el  $C_D$  aumenta fuertemente y la polar deja de parecerse a una parábola.

Para cada estructura aerodinámica, hay una relación entre el  $C_D$  y  $C_L$  que se puede expresar como una ecuación o se representa en una gráfica (Figura 2.9). Tanto la ecuación y la gráfica se llaman el arrastre polar. Prácticamente toda la información acerca de un avión



aerodinámico cuando es necesario un análisis de rendimiento está envuelto en el análisis del arrastre polar.

De tal forma que se genera una expresión adecuada para el arrastre polar para un avión.

$$(\text{Resistencia Total}) = (\text{Resistencia parasita}) + (\text{Fricción en el arrastre}) + (\text{Resistencia inducida})$$

En forma de coeficientes se convierte de la siguiente manera:

$$C_D = C_{De} + C_{Dw} + \left( \frac{C_L^2}{\pi e AR} \right) \quad (2.2)$$

De forma general, el coeficiente de resistencia depende de lo siguiente:

- $C_L$
- El número de Reynolds (Re)
- Numero de Mach (M)
- Configuración del avión

Esto quiere decir que no hay una sola polar sino varias según el segmento en el que se encuentre el avión, como el despegue, el vuelo crucero y el aterrizaje entre otras cosas [17].

## 2.7 Envolverte de vuelo

El diagrama factor carga-velocidad o diagrama V-n también conocido como Envolverte de vuelo, se construye para tres tipos de aeronaves, las cuales están divididas en militares y dos clases de civiles, a estas últimas se les clasifica por medio de las normas de regulación federal de aviación (Federal Aviation Regulations “FAA”) [20], que las emite el gobierno de los Estados Unidos de América y son regidas por las certificaciones del FAR 23 [20], solo para aeronaves de hasta 1,500 kg, y el FAR 25 para aeronaves con la categoría de transporte. Las militares están bajo la supervisión de la fuerza aérea de ese país o de cualquier otro que fabrique aeronaves militares.

El diagrama V-n (Figura 2.10) es usado para determinar los límites de diseño y los factores últimos de carga correspondientes a la velocidad a la cual la estructura de la aeronave es diseñada [21]. El factor de carga es la relación entre la sustentación que produce el ala y el peso de la aeronave, se define como:

$$n = \frac{L}{W} \quad (2.3)$$

Dónde:

n = Factor de carga

L = Levantamiento

$W$  = Peso de la aeronave

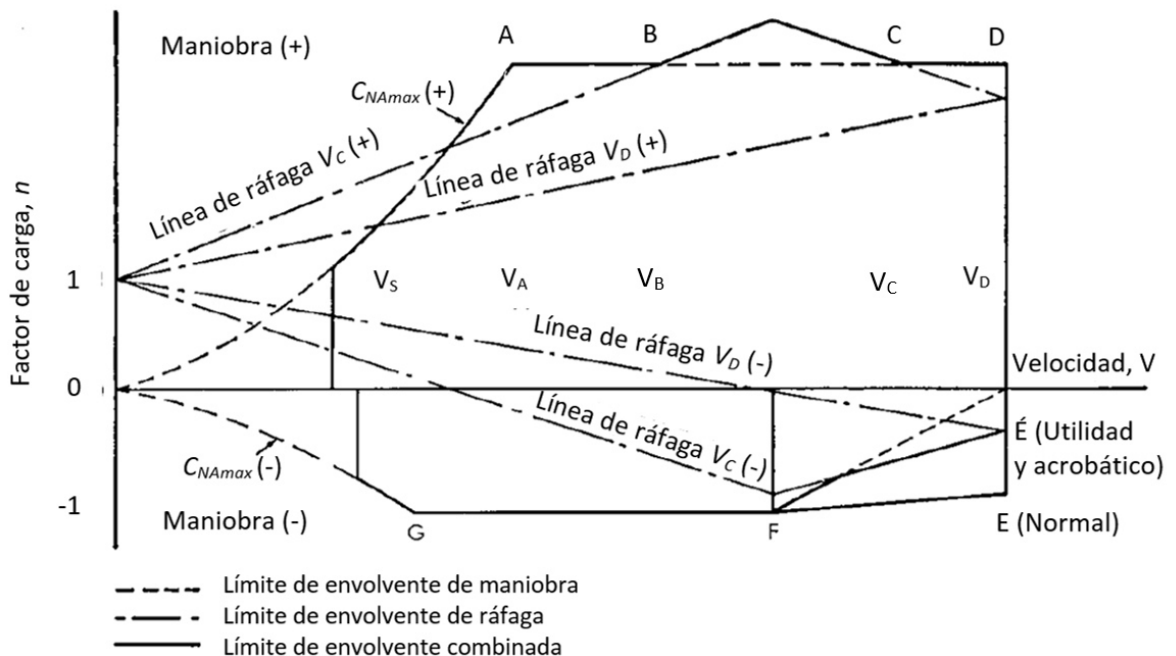


Figura 2.10. Envolvente de vuelo o Gráfica V-n [20]

En vuelo horizontal a velocidad constante, la fuerza de levantamiento  $L$  es igual al peso  $W$  y por tanto  $n$  es igual a la unidad. Sin embargo, en condiciones de vuelo en las que la sustentación es superior al peso,  $n > 1$  [21]. Por lo tanto, el diagrama V- $n$  es el método más confiable, debido a que se puede obtener un factor de carga diferente a la unidad no

solo por maniobras, sino también por la existencia de ráfagas de viento, existen dos tipos de diagramas V-n, esto implica que existen [22].

- Diagrama de maniobra
- Diagrama de ráfagas

### 2.7.1 Diagrama de maniobra

El diagrama de maniobra (Figura 2.11), como su nombre lo indica nos especifica los valores límites de velocidades a las que operará la aeronave normalmente en vuelo recto y nivelado sin aletas y tren de aterrizaje desplegado [22].

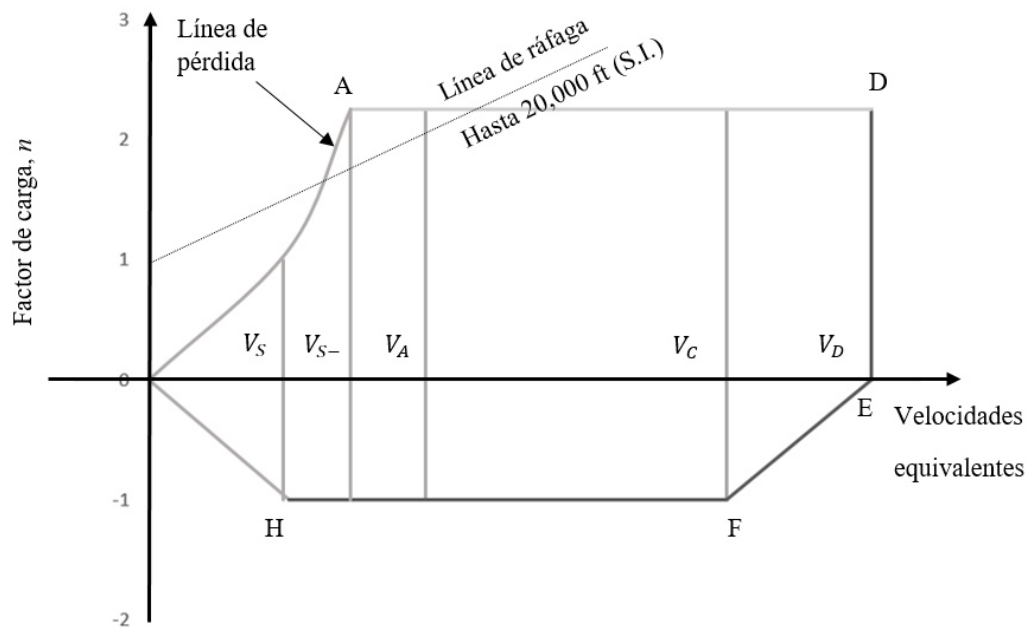


Figura 2.11. Diagrama de maniobra [17]

La parte 0H corresponde a una situación en la cual la sustentación fuera negativa ( $n$  también sería negativo); la diferencia en cuanto a la parte 0A es que la velocidad necesaria para producir un determinado factor de carga negativo es mayor que la que se necesitaría para el mismo factor de carga positivo. La curva H0A define la región en la que el avión entra en pérdida, [21].

El factor de carga límite es el máximo que se supone se puede encontrar la aeronave en servicio, y adicionalmente existe el factor de carga último que es equivalente al factor de carga límite multiplicado por un coeficiente de seguridad igual a 1.5. El resto del diagrama está determinado por las siguientes reglas:

- Entre las velocidades  $V_A$  (velocidad de maniobra) y la  $V_D$  (velocidad de picado), el factor de carga límite será de por lo menos 2.5 para aviones comerciales, es decir, el avión estará diseñado para soportar una carga equivalente al doble de su peso y de 4 para aviones de uso general.
- El punto E está definido por la velocidad  $V_D$ .
- En la parte de factores de carga negativos (sustentación negativa) el punto H está definido por la intersección de la parábola que representa la pérdida con sustentación negativa y la condición  $n = -1$ .
- Entre la velocidad que corresponde al punto H y la  $V_C$  (velocidad crucero), el factor de carga límite será de -1, definiendo el punto F.
- Entre el punto F y el E, el factor de carga disminuirá linealmente
- Los valores del factor de carga que limitan el diagrama de maniobra mostrado en la figura

### **2.7.2 Diagrama de ráfaga**

El diagrama de ráfaga indica los factores de carga a los que estará sujeta la aeronave tomando en cuenta las velocidades de ráfaga que se presentarán a la altura en que se encontrará, tomando en cuenta que existen factores de carga mayores a los de maniobra en los cuales caen las maniobras por ráfaga, (Figura 2.12).

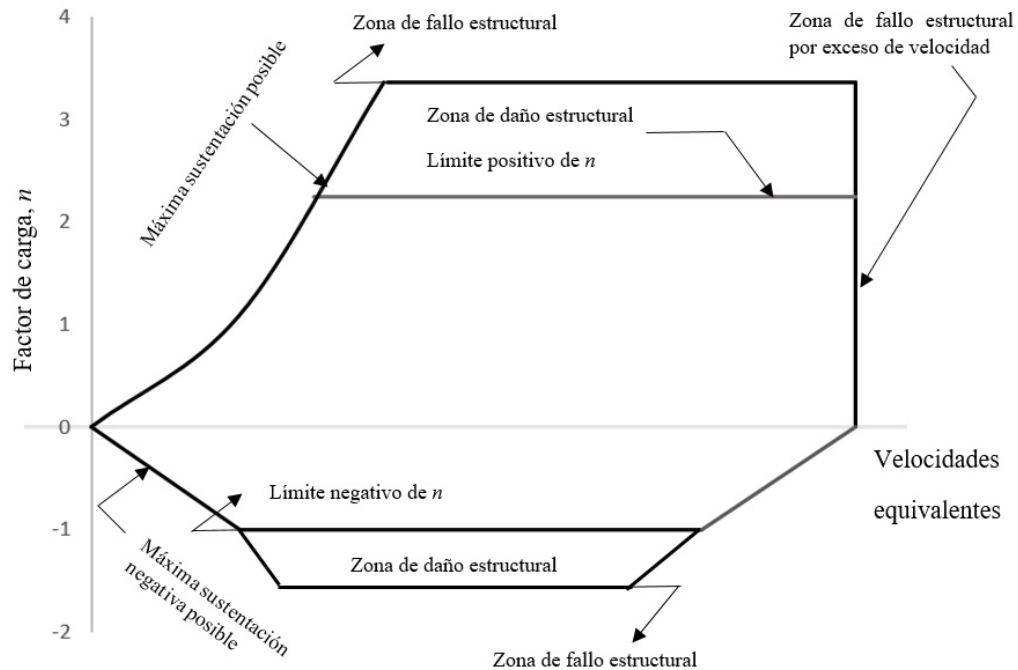


Figura 2.12. Diagrama de ráfaga [17]

Por lo tanto, para obtener el diagrama de maniobra se calculan las siguientes velocidades:

$V_{SI}$ .- Velocidad de desplome (Velocidad mínima a la cual la aeronave es controlable).

$V_C$ .- Velocidad de crucero. Es la velocidad deseada según el diseño, está debe cumplir un vuelo estable y nivelado.

$V_D$ .- Velocidad de picada. Velocidad de fallo o de caída, es la velocidad que permite que la aeronave tienda a perder sustentación.

$V_A$ .- Velocidad de maniobra. Se puede entender como el límite entre lo aerodinámico y estructural de la aeronave, normalmente es la velocidad límite que la aeronave puede hacer ante el desplome.

$V_B$ .- Velocidad de ráfaga. Es la velocidad más alta que puede soportar la aeronave, considerando las turbulencias que pueda causar los cambios climáticos durante el vuelo.

Con las ecuaciones de las líneas de las velocidades afectadas por ráfaga, se graficó cada una, y haciendo intersección cada una con su respectiva velocidad se tienen los puntos críticos para este caso, en otras palabras, al graficar las líneas de  $V_B$ ,  $V_C$  y  $V_D$  afectadas por ráfaga positiva y negativa se interceptarán con las velocidades  $V_B$ ,  $V_C$  y  $V_D$  anteriormente calculadas, dando origen a los puntos  $B'$ ,  $C'$ ,  $D'$ ,  $E'$ ,  $F'$  y  $G'$ .

Con las dos gráficas se realizará la unión de ambas quedando como resultado la envolvente de vuelo.

## 2.8 Método Anderson para la obtención de la gráfica polar

El método de Anderson se basa en el análisis de la distribución del levantamiento a lo largo de la semienvergadura del ala o del empenaje horizontal, consiste en dividir la semienvergadura del ala en estaciones teniendo en cuenta los datos como la cuerda en la raíz ( $C_r$ ), cuerda en la punta ( $C_p$ ), envergadura ( $b$ ) (Figura 2.13).

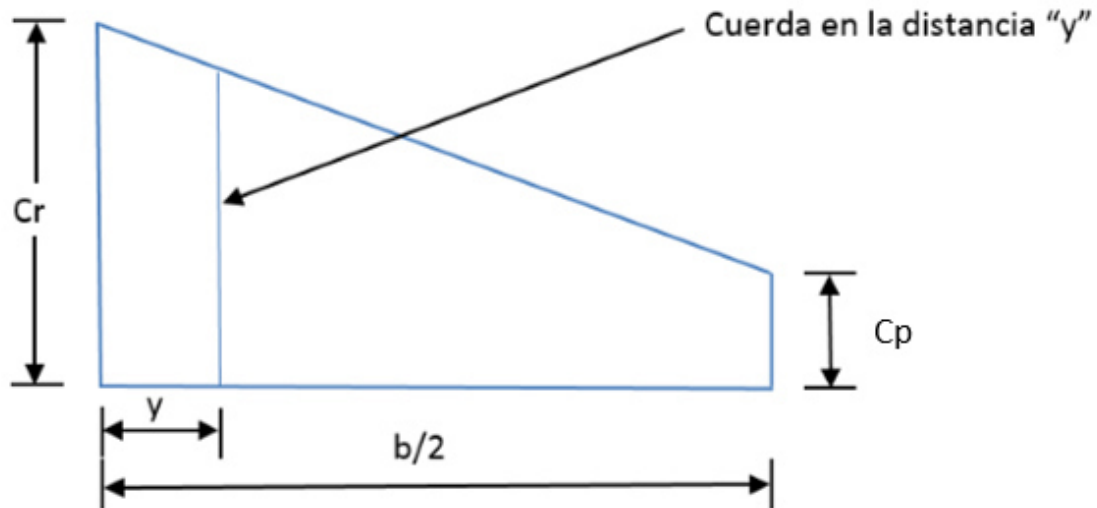


Figura 2.13. Esquema de una semienvergadura usada en el cálculo del método Anderson [23]

Las estaciones 0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 0.9, 0.95 y 0.975, los cuales son en porcentaje de la semienvergadura, en los cuales se debe de conocer el valor de la cuerda en cada punto, siendo la cuerda raíz en el punto 0 y el valor de 1 en la cuerda punta, Figura 2.14.

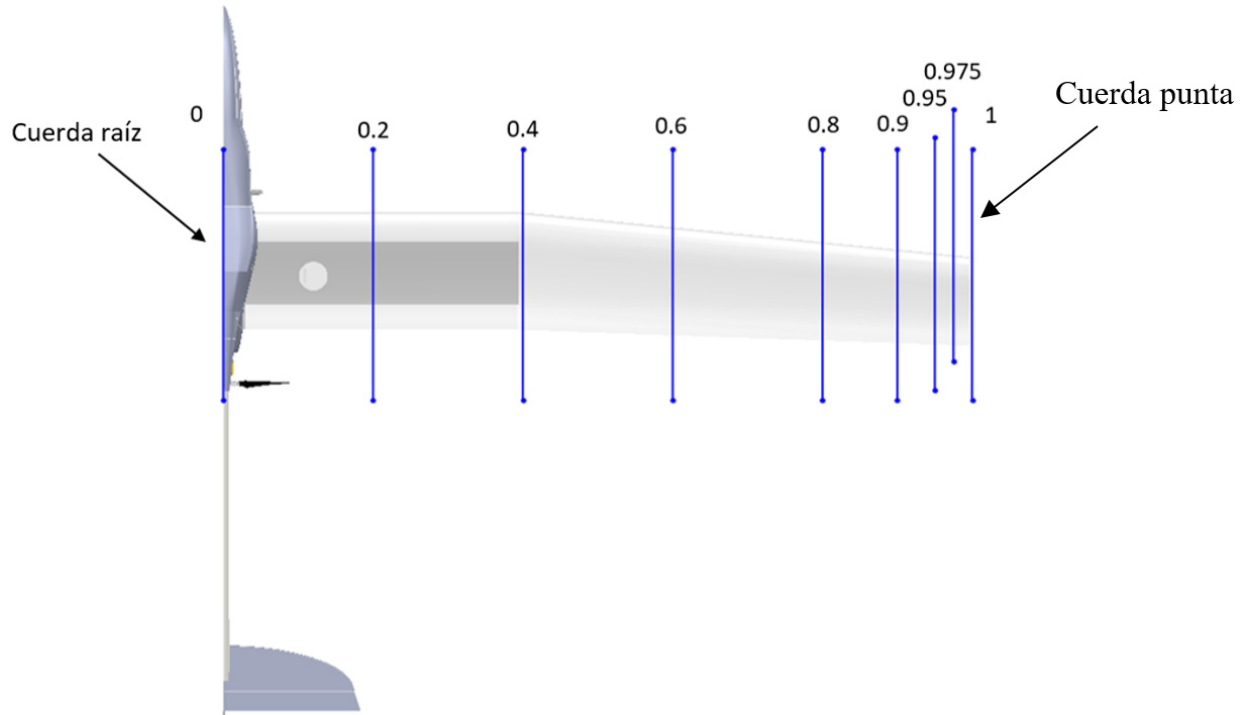


Figura 2.14. Estaciones en la semienvergadura de la QAE-100 [23]

La manera de llevar el proceso de los datos es generar una hoja de cálculo la cual debe tener los siguientes datos.

1. Las estaciones en la semienvergadura (%).
2. El valor de la posición en medidas de longitud (m).
3. El valor de la cuerda en cada posición (m).
4. Coeficiente de carga adicional ( $La$ ).
5. Coeficiente de carga básica ( $Lb$ ).
6. El coeficiente de levantamiento básico ( $Clb$ ).
7. El coeficiente de levantamiento adicional ( $Clal$ ).
8. En esta columna se calculan los coeficientes de levantamiento totales de la sección del ala ( $CL$ ), y se tienen tantas columnas como ángulos de ataque se tomen.

Tabla 2.1 Hoja de datos para el método Anderson [23]

Estación	y	c	La	Lb	CLb	CLa1	CL = CLb + CLCLa1								
							CL = 0.6	CL = 0.7	CL = 0.8	CL = 0.9	CL = 1.0	CL = 1.1	CL = 1.2	CL = 1.3	CL = 1.4
0.0															
0.2															
0.4															
0.6															
0.8															
0.9															
0.95															
0.975															

#### Columna 1

Se tiene la estación correspondiente al valor de la cuerda “c”, estos valores son utilizados porque de ellos se tiene información en el libro ABOTT [5]. Esté se considera en un porcentaje de 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 0.9, 0.95 y 0.975.

#### Columna 2

El valor de la posición “y” se obtiene multiplicando el valor de la semienvergadura del ala por el valor de la estación.

$$y = \text{estación} * \text{Longitud de la Semiala} \quad (2.4)$$

#### Columna 3

Es el valor de la cuerda en la posición “y” y se obtiene de la siguiente manera.

Por ejemplo:

Para un ala con las siguientes características (figura 2.15).



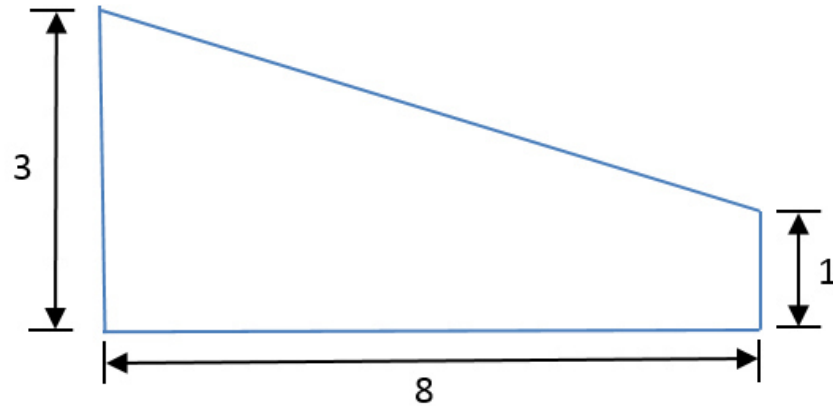


Figura 2.15. Vista esquemática de la semienvergadura [23]

Se tiene la ecuación de la recta de la forma:

$$C - 3 = \frac{1-3}{8-0} y - 0 \quad (2.5)$$

$$C = 3 - \frac{2}{8} y$$

Esta ecuación nos da el valor de la cuerda “c” en la posición “y”

#### Columna 4

En esta columna se determina el coeficiente de carga adicional ( $La$ ), el cual se obtiene en tablas [5]. Para leer este valor se utiliza el alargamiento y la conicidad del ala el cual se tendrá un valor para cada estación.

En esta tabla se muestran en la columna izquierda el alargamiento y en la fila superior está la conicidad del ala.

El Alargamiento se obtiene dividiendo la distancia de la envergadura del avión elevada al cuadrado sobre el área de la envergadura completa, sobre la conicidad ( $\frac{C_p}{C_r}$ ) se obtiene dividiendo la cuerda punta sobre la cuerda raíz.

El Alargamiento se determinó mediante la siguiente formula:

$$A = \frac{b^2}{s} \quad (2.6)$$

Donde:

$b$  = Es la envergadura de la aeronave vista desde planta

$s$  = Es el área de la envergadura vista desde planta

Al obtener los datos del Alargamiento y la conicidad del ala se corroborará e interpolará, se obtiene el dato exacto en tablas [5]. Se obtendrá un dato en cada estación en la tabla.

Columna 5

Coeficiente de carga básica ( $L_b$ ), este valor se lee en tablas en forma similar a  $L_a$  [5]. Se hace el mismo procedimiento al de la comuna 4.

Columna 6

Coeficiente de levantamiento básico, este valor se calcula con la siguiente fórmula.

$$C_{La1} = \frac{\epsilon_{ae} S}{cb} L_b \quad (2.7)$$

Donde:

$\epsilon$  = Torcimiento en grados

$$ae = \frac{a_0}{E}$$

donde

$a_0$  = Pendiente del levantamiento del perfil ( $\frac{1}{\text{grados}}$ )

$E = (\frac{\text{perímetro del ala}}{2b})$ . El valor “E” también se puede conocer gráficamente [5].

$b$  = Envergadura

$c$  = Cuerda en la estación correspondiente

$L_b$  = Coeficiente de carga básico

$S$  = Superficie alar

Nota: Cuando una aeronave no muestra torcimiento esta columna será igual a cero.

#### Columna 7

Coeficiente de levantamiento adicional, este coeficiente se calcula mediante la siguiente fórmula aplicándola a cada estación.

El siguiente ejemplo se tomó la estación correspondiente a 0.40:

$$C_{la1} = \frac{s}{cb} l_a \quad (2.8)$$

#### Columna 8

Esta columna representa el coeficiente de levantamiento total de la sección del ala, en esta columna se suman los coeficientes de levantamiento obtenidos anteriormente.

$$C_L = C_{lb} + C_L C_{la1} \quad (2.9)$$

Este coeficiente se obtiene para cada estación y manteniendo un valor constante de  $C_L$  que es el coeficiente de levantamiento del ala completa y no de la sección.

Para poder encontrar el  $C_L$  se deberá realizar una gráfica  $C_L$  Vs estación (Figura 2.16), para cada subcolumna de valor c.

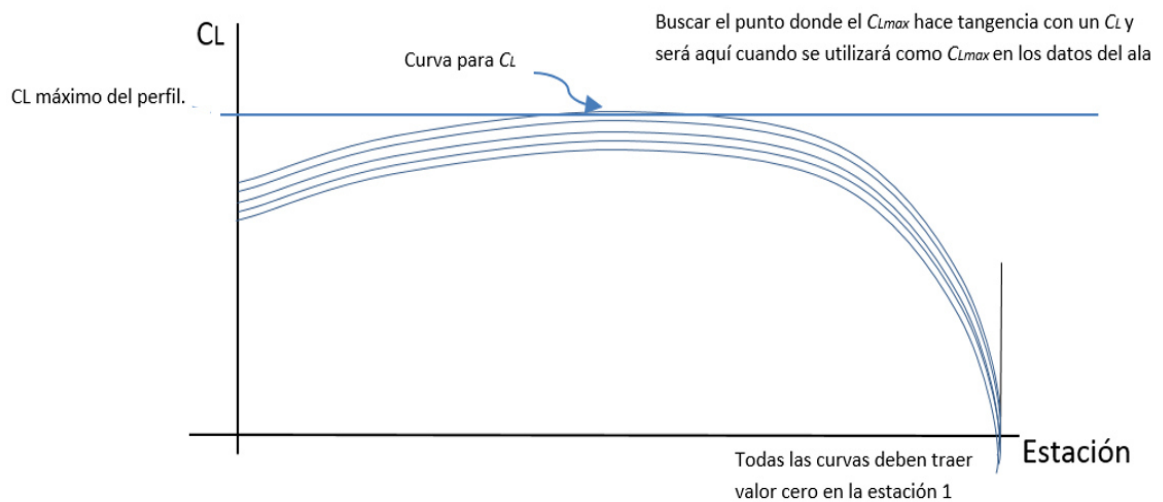


Figura 2.16. Gráfica  $C_L$  Vs estación [41]

Cuando la gráfica sea tangente el valor del  $C_{Lmax}$  del perfil se tendrá que el  $C_{Lmax}$  del ala será el  $C_L$  correspondiente a dicha curva.

Construcción de la gráfica de sustentación del ala o del Empenaje horizontal.

Cuando la tabla está completa con los datos necesarios se procede a obtener la gráfica de sustentación del ala o del Empenaje, donde se muestra una diferencia entre la gráfica de sustentación del perfil y del ala (Figura 2.17).

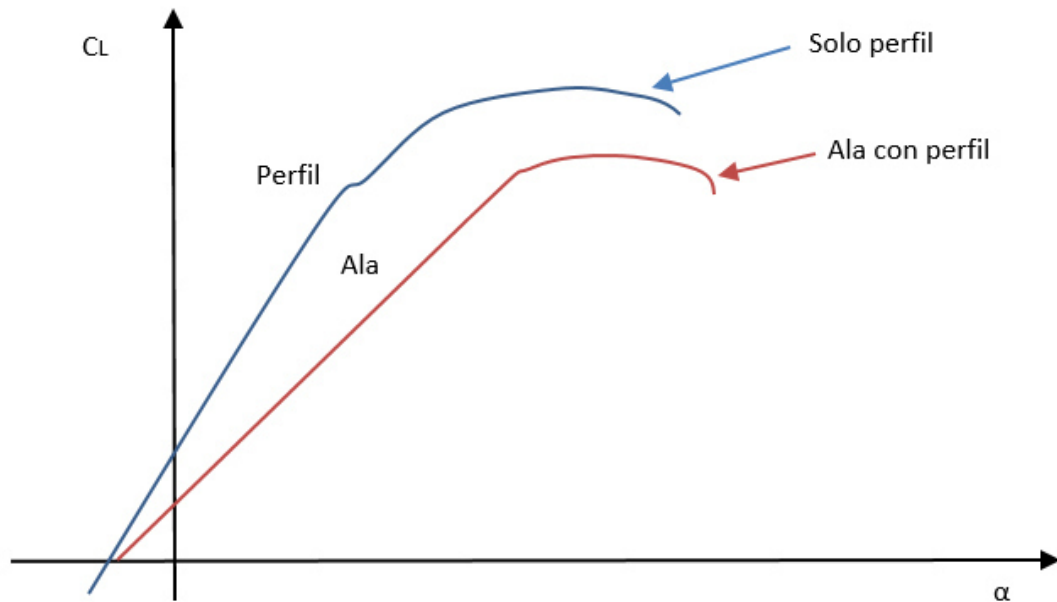


Figura 2.17. Gráfica  $C_L$  Vs ángulo de ataque del perfil [23].

En el ala se tiene:

- Menor valor del  $C_{Lmax}$  que el del perfil
- El ala tiene una pendiente de sustentación menor que la del perfil
- El ángulo de ataque correspondiente al  $C_{Lmax}$  es mayor en el ala que en el perfil
- El  $\alpha_L = 0$  en el perfil y en el ala a menos que el ala tenga torcimiento
- Para construir la gráfica de sustentación del ala se necesitan 4 datos.
- $C_{Lmax}$  del ala obtenido con la distribución del levantamiento a lo largo de la semienvergadura del ala.

La pendiente de levantamiento del ala se obtiene con:

$$\alpha_{ala} = f \frac{ae}{1 + \left(\frac{57.3 ae}{\pi A}\right)} \quad (2.10)$$

Donde:

$$ae = \frac{a_0}{E} \quad (2.11)$$

$a_0$  = Pendiente del levantamiento del perfil ( $\frac{1}{\text{grados}}$ )

$E = \left(\frac{\text{perimetro del ala}}{2b}\right)$ . El valor “E” también se puede conocer gráficamente [23].

A = alargamiento

f = Factor leído en la gráfica 8 de gráfica, [23].

Ángulo de cero levantamientos, Si no se tiene el  $\alpha_L = 0$  ala =  $\alpha_L = 0$  perfil en caso de si tenerlo se obtiene el  $\alpha_L = 0$  con:

$$\alpha_L = 0_{ala} = \alpha_L = 0_{perfil} + J \text{ } ^\circ \quad (2.12)$$

Donde J se obtiene de gráfica, [23].

# CAPÍTULO 3

## METODOLOGÍA EXPERIMENTAL

En este capítulo se establecen las características del UAV con las que se realizó el análisis, así como los cálculos para la polar y envolvente de vuelo, los cuales reflejaran los coeficientes de levantamiento y arrastre, así como los factores límites de velocidad y carga con los cuales este UAV es diseñado cumpliendo las reglas aeronáuticas.

### 3.1 Descripción del UAV

En la tabla 3.1 se muestran las medidas estructurales del UAV QAE-100.

Tabla 3.1. Datos estructurales del QAE-100	
Descripción	Unidades (mts)
Envergadura del ala rectangular con terminación en flecha	3.300
Longitud del fuselaje	1.565
Envergadura del empenaje horizontal	0.605

Las medidas estructurales del UAV son la base para encontrar los límites de carga, bajo los que se diseñó la aeronave. Estas cargas estarán presentes a una altura entre el nivel del mar y los 3,800 metros.

### 3.2 Descripción del perfil alar

El perfil alar diseñado se describe en la siguiente imagen (Figura 3.1) y la tabla 3.2, este perfil es un diseño particular denominado SL-1, [24].

Tabla 3.2 Datos puntuales del perfil SL-1 [34]

Superficie superior		Superficie inferior		Superficie superior		Superficie inferior	
x/c	Ordenada	x/c	Ordenada	x/c	Ordenada	x/c	Ordenada
1	-0.0383	1	-0.0512	0.467	0.1221	0.509	-0.0301
0.975	-0.0277	0.963	-0.0400	0.408	0.1312	0.448	-0.0323
0.903	-0.0098	0.909	-0.0326	0.372	0.1305	0.389	-0.0407
0.882	0	0.872	-0.0309	0.301	0.1420	0.319	-0.0435
0.815	0.0219	0.831	-0.0298	0.276	0.1440	0.220	-0.0508
0.720	0.0508	0.802	-0.0243	0.231	0.1398	0.189	-0.0495
0.689	0.0678	0.761	-0.0212	0.189	0.1335	0.138	-0.0487
0.605	0.0908	0.707	-0.0205	0.143	0.1190	0.798	-0.0402
0.568	0.0985	0.673	-0.0206	0.049	0.0675	0.210	-0.0256
0.538	0.0100	0.591	-0.0212	0	0.0022	0	0

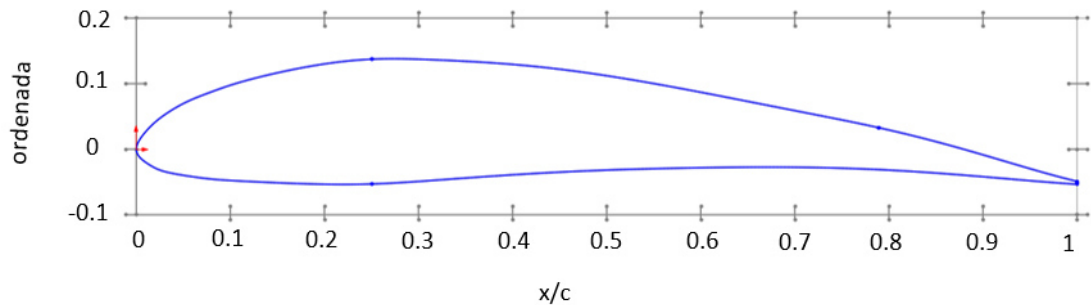


Figura 3.1. Perfil alar SL-1

Para obtener las propiedades aerodinámicas de este perfil como el  $C_L$  y el  $C_D$  los cuales son las magnitudes de la fuerza las cuales varían al ángulo de ataque del perfil ala, de estas fuerzas se obtienen diferentes graficas a diferentes alturas en las que se realiza la prueba.

Las condiciones de operación en que se trabajara, como lo son la velocidad y la altura a la que la aeronave operara, lo cual conlleva a realizar las gráficas del coeficiente de levantamiento y resistencia al avance contra el ángulo de ataque, están dadas para cada número de Reynolds del cual se obtiene con la siguiente fórmula para los perfiles.

$$Re = \frac{Vx}{\nu} \quad (3.1)$$

Donde:

V = Velocidad que realizara el UAV 85 km/h (23.6111 m/s)

x = Longitud del cuerpo (esto es desde la cuerda media del ala hasta la cuerda media del empenaje horizontal) 0.2513 m

$\nu$  = Viscosidad cinemática  $2.8 \times 10^{-5} \frac{m^2}{s}$

Para este estudio Re será igual a 196 000

### 3.3 Manufactura del perfil alar

Para obtener las gráficas se manufacturaron dos partes del modelo QAE-100 una semi-ala con la forma del perfil aerodinámico SL-1, y el estabilizador horizontal. Para determinar las características aerodinámicas de diseño experimentales en un túnel de viento. Estas características experimentales de diseño se muestran en la Tabla 3.3.

Tabla 3.3. Características importantes de diseño experimental para diseñar el futuro UAV

Nomenclatura	Tipo
Diseño del ala (Acorde longitud, envergadura y espesor máximo de cada ala)	260 mm, 200 mm y 5 mm
Estabilizador Horizontal	En "T", se manufacturo La parte horizontal despreciando la zona vertical
Velocidad del aire (v)	30 m/s
Número de Reynolds (Re)	196 000
Ángulos de ataque	-4° hasta 20°

Para la manufactura se utilizó madera balsa de 1/4" de espesor, siendo 52 piezas de 22 cm de largo por 4 cm de ancho, el cual se trazó a las medidas antes mencionadas (Figura 3.2) para después pegarlos bajo presión entre cada pieza recortada para someterse hasta tener un bloque de 26 x 20 x 4 cm, (Figura 3.3).



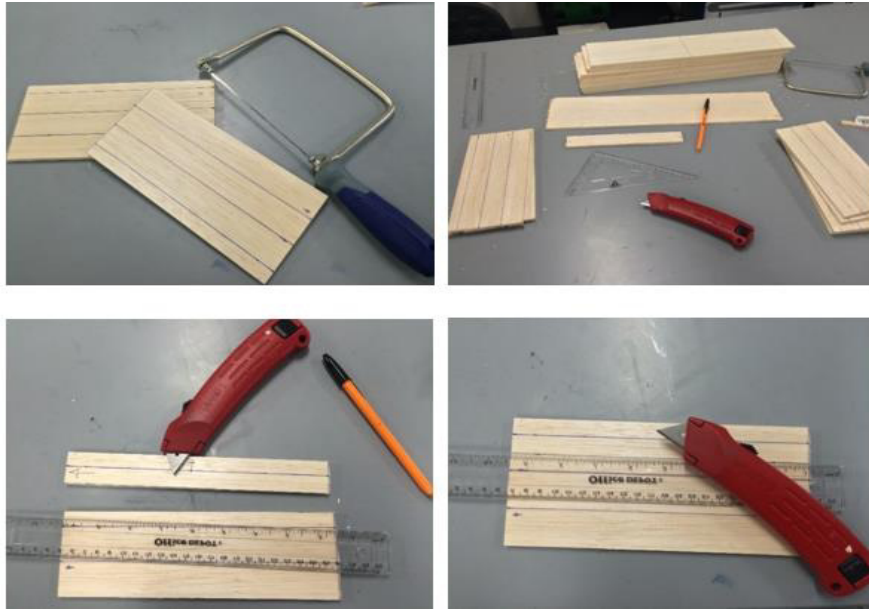


Figura 3.2. Trazo y corte en la madera balsa

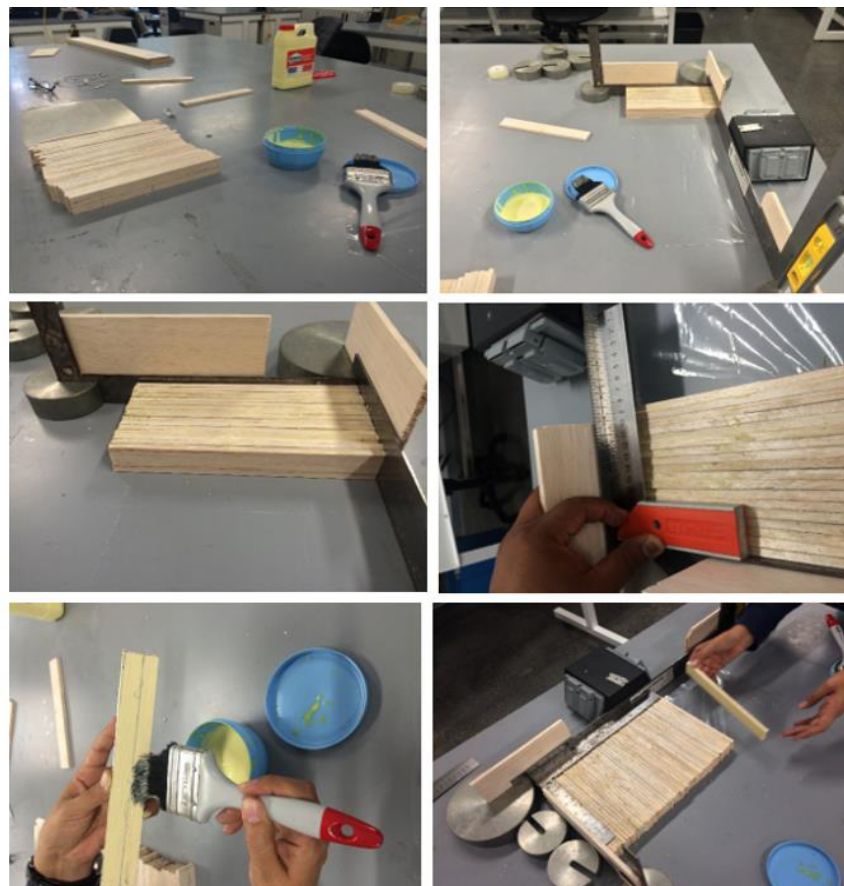


Figura 3.3. Ensamble de las piezas de madera balsa

Se imprimió en una impresora 3D 2 piezas las cuales sirvieron como plantillas del perfil SL-1, los cuales fueron los moldes para tallar y dar forma del perfil SL-1, (Figura 3.4).



Figura 3.4. Perfil SL-1 en ABS [43]

El siguiente paso al terminar el ensamble, se procedió a dejar secar el adhesivo por 24 horas y bajo presión entre sus lados, al ensamble se le colocaron dos guías que se fabricaron en material ABS, las cuales fueron la medida de los perfiles para que funcionaran como moldes y después seguir el proceso de tallado con lija de carburo de silicio grano 220 hasta obtener una semiala con perfil alar SL-1 como se muestra en la Figura 3.5.

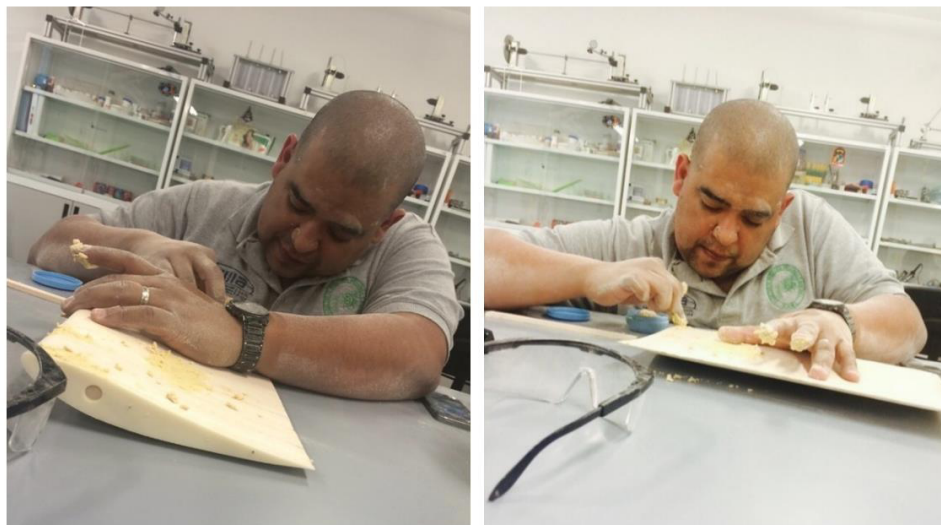


Figura 3.5. Proceso de tallado y resanado del perfil alar



Figura 3.6. Semiala con perfil SL-1, para realizar prueba en túnel de viento

### 3.4 Pruebas experimentales

Para el análisis de los coeficientes de levantamiento y arrastre se utilizó un túnel de viento subsónico de impacto de circuito abierto TE44 PLINT & PARTNERS, (Figura 3.7), el cual tiene las siguientes características:

- Sección de trabajo:  
Longitud de 1.20 m  
Ancho de 0.457 m  
Altura de 0.457 m
- Velocidad del aire 40 m/s
- Potencia del motor de 22kW
- Relación del cono de contracción de 7.3:1
- Régimen de flujo Subsónico ( $M < 0.7$ )
- Tipo de Circuito abierto (Eiffel)



Figura 3.7. Túnel de viento subsónico, TE44 PLINT & PARTNER [46]

Los instrumentos de medición usados en las pruebas son los siguientes:

- Barómetro de columna de mercurio. Se usa para la toma de presión atmosférica. La escala de medición consta de un módulo de 0.1 mmHg.
- Higrómetro analógico. Se usa para la toma de humedad relativa atmosférica. Consta de un módulo mínimo de 2% H.R. cuenta con termómetro analógico usado para la medición de la Temperatura ambiente.
- Balanza aerodinámica. Este instrumento que permite medir las fuerzas de levantamiento y resistencia al avance en el aeromodelo, además de requiere una calibración previa a la prueba, dicha calibración se realiza ajustando los sensores por medio de tornillos. Consta de un transductor de fuerzas aerodinámicas con visualización digital con un módulo mínimo de 0.01 N y es capaz de realizar mediciones de fuerza en un intervalo de -50 a 50 N. Además, cuenta con un goniómetro el cual permite posicionar el modelo de acuerdo al ángulo de ataque, (Figura 3.8).
- Manómetro diferencial. Instrumento colocado en el túnel de viento de impacto, es usado para la toma de Presión Diferencial de Referencia (PDR), la PDR es útil para calcular la velocidad del aire en la sección de pruebas del túnel de viento.

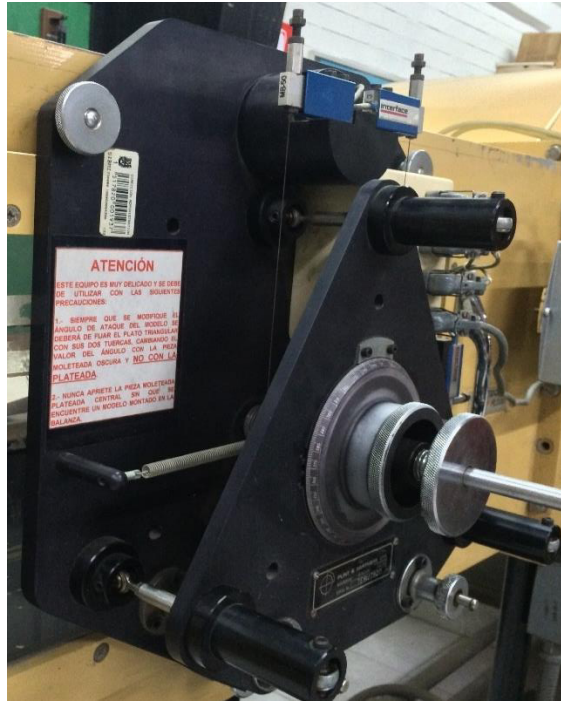


Figura 3.8. Balanza aerodinámica usada para medición de los coeficientes aerodinámicos

### 3.5 Procedimiento para la obtención de los coeficientes aerodinámicos del perfil alar SL-1

#### 3.5.1 Colocación del perfil alar en el túnel de viento

El ala manufacturada se coloca en el túnel de viento, para este caso las dimensiones del perfil del UAV se acoplan a la medida interna del túnel de viento por lo cual no fue necesario hacer una geometría escalada y se manufacturo un perfil alar a escala real.

Se procede a montar el perfil en la balanza analítica apoyado mediante una varilla de sujeción, esta a su vez se hace coincidir el ángulo  $0^\circ$  de ataque del ala con el ángulo de  $0^\circ$  de la balanza aerodinámica, esto se hace con la ayuda de trazos en el eje del perfil y en el acrílico postrado en la pared del túnel de viento dentro de área de trabajo del mismo. Para que el perfil se pueda analizar sin variantes por las fuerzas ejercidas por el túnel de viento es necesario insertar dos paredes para simular que el ala es infinita, está a su vez deberá de estar al menos 5 mm de separación entre sus bordes laterales con las paredes montadas, esto se aprecia en la Figura 3.9.





Figura 3.9. Colocación del perfil alar en el túnel de viento

### 3.5.2 Calibración de la balanza analítica en el túnel de viento

Para que los resultados sean confiables es importante calibrar la balanza aerodinámica, para realizar la calibración es necesario ajustar unos pequeños tornillos los cuales están situados en la parte frontal superior de la balanza, el proceso deberá de ser repetitivo en cada prueba, debido a que el equipo cuenta con extensómetros de aluminio lo que significa que el coeficiente de dilatación de estos sensores es muy alto por el tipo de material con el que están hechos, por lo que la variación de las condiciones ambientales afectará de las lecturas, en la figura 3.10 se observa el proceso de calibración de la balanza.



Figura 3.10. Calibración de la balanza analítica

### 3.5.3. Determinación de las condiciones ambientales

Antes de cada prueba y al finalizar se deben de medir las condiciones ambientales como los son la temperatura, presión atmosférica, humedad y la densidad del aire, para los primeros tres datos, la medición se obtiene utilizando un barómetro y el higrómetro ubicados dentro del laboratorio (Figura 3.11), se recomienda realizar estas mediciones cada que se realice una prueba por las diferentes variaciones climáticas que existen en el laboratorio debido a que no se cuenta con sistema de control ambiental.

La densidad se debe de obtener mediante la siguiente fórmula:

$$P_{\text{corregida}} = P_{\text{Laboratorio}} \left[ \frac{1+0.00001847^{\circ}\text{C}}{1+0.00018187^{\circ}\text{C}} \right] \quad (3.2)$$

Posterior a esto se transforma a unidades de kg/m<sup>2</sup> mediante la fórmula:

$$P_Z = \frac{P_{\text{corregida}}}{0.07355} \quad (3.3)$$

Para poder obtener la presión de saturación se emplea la siguiente expresión:

$$P_S = \frac{4.4482[2.6851+0.003537 T (F^{\circ})^{2.245}]}{9.81(0.092903)} \quad (3.4)$$

Con los datos obtenidos anteriormente se obtiene la presión del vapor de agua:

$$P_V = (H.R.)P_S \quad (3.5)$$



Figura 3.11. Medidor de humedad relativa y Temperatura, y Barómetro

Finalmente se obtiene la densidad del aire en el laboratorio mediante la ecuación:

$$\rho = \frac{Pz - 0.3779Pv}{26.256 T (K)} \quad (3.6)$$

La velocidad que en el túnel de viento se generó se calcula mediante la PDR, tomando un valor de 55 mm H<sub>2</sub>O, esta velocidad se expresa de la siguiente manera:

$$V_{\text{túnel}} = \sqrt{\frac{2 * 1.15 * PDR * 9.81}{\rho}} \quad (3.7)$$

#### 3.5.4. Valores de $C_D$ y $C_L$

Los valores de los coeficientes de arrastre y de levantamiento son reflejados en el transductor de fuerzas aerodinámicas con visualizador digital de la balanza analítica (Figura 3.12), esta muestra tres resultados en la pantalla, de izquierda a derecha se muestran los valores correspondientes al coeficiente de levantamiento siendo el primero la parte trasera del perfil y el siguiente corresponde a la parte frontal del mismo, por último, se muestra el coeficiente de arrastre.





Figura 3.12 Transductor de fuerzas aerodinámicas con visualización digital

De los resultados se obtuvieron los coeficientes de levantamiento y arrastre con los cuales se empieza paso a paso realizando el método de Anderson y la Tabla general de la Polar [5].

Los datos que se encuentran en la balanza analítica están dados en Newton, para esto se deben de convertir a  $\text{kg/m}^2$  mediante la siguiente fórmula:

$$\text{Resultado de la balanza} = 1 \frac{\text{Newton}}{9.81 \text{ Kg/m}^2} \quad (3.8)$$

Debido a que el resultado está en unidades de  $\frac{\text{Kg}}{\text{m}^2}$  se deberá de sumar los  $C_L$  obtenidos y el  $C_D$ , todo esto mediante las siguientes fórmulas:

$$C_{Lf} = \frac{L_{fore}}{K * PDR * S} \quad (3.9)$$

$$C_{Lf} = \frac{L_{fter}}{K * PDR * S} \quad (3.10)$$

Y para Arrastre es:

$$C_D = \frac{D}{K * PDR * S} \quad (3.11)$$

Los resultados de los coeficientes de levantamiento se deberán sumar y así tener el resultado obtenido por el túnel de viento.

### 3.6 Aplicación del método Anderson

Para aplicar el método Anderson es necesario analizar el perfil alar en el túnel de viento. Se coloca el perfil en el interior del túnel de viento y se adecua para determinar los resultados en la balanza analítica,

Los datos que se obtuvieron en la balanza analítica fueron el coeficiente de levantamiento en la parte posterior y delantera del modelo del ala y el coeficiente de arrastre. Los resultados que arrojó el análisis en el túnel de viento se registraron bajo las condiciones ambientales y atmosféricas en el instante del trabajo. Al tener los resultados y las condiciones ambientales se realizó la hoja de cálculo [23].

Al tener los datos el siguiente paso es iniciar el análisis por el método de Anderson, el cual consiste en dividir la semienvergadura ( $\frac{b}{2}$ ) del ala en estaciones ( $y$ ) por lo cual se requieren los datos como cuerda en la raíz ( $Cr$ ), cuerda en la punta ( $Cp$ ), envergadura ( $b$ ), cuerda en la estación ( $\frac{y}{\frac{b}{2}}$ ) [5].

### 3.7 Cálculo de la gráfica polar

Para encontrar la polar se elaboró una hoja de cálculo con los datos obtenidos, la tabla se compone de 28 columnas las cuales dan los valores para obtener la gráfica polar o mejor conocida como gráfica  $C_D$  vs  $C_L$ . Al empezar a realizar los pasos para la obtención de la polar es fundamental declarar cada columna, está se muestra en la tabla 3.2.

En la primera columna se colocó el ángulo de ataque del fuselaje, se asignará un rango de  $-4^\circ$  hasta  $20^\circ$  con intervalos de  $1^\circ$ .

En la segunda columna se colocó el ángulo de ataque del ala, en este caso será con  $2^\circ$  de diferencia más con respecto al ángulo de ataque del fuselaje, porque es el ángulo de incidencia respecto del perfil del ala con el ángulo del fuselaje.

Tabla 3.4. Columnas para la elaboración de la hoja de cálculo para poder graficar la polar [23]

Columna	Abreviación	Descripción
1	$\alpha_f$	Ángulo de ataque del fuselaje
2	$\alpha_A$	Ángulo de ataque del ala
3	$C_L A$	Coefficiente de levantamiento del ala
4	$C_D OA$	Coefficiente de resistencia al avance
5	$C_D iA$	Resistencia al avance inducida
6	$C_D A$	Coefficiente de resistencia al avance del ala
7	$\Delta$	Desviación de estela producida por el ala
8	$\alpha_{EH}$	Ángulo de ataque del Empenaje horizontal
9	$C_L EH$	Coefficiente de levantamiento del Empenaje horizontal
10	$C_L 'EH$	Coefficiente de levantamiento del Empenaje horizontal referido a la superficie alar
11	$C_D 0EH$	Coefficiente de resistencia al avance del Empenaje horizontal
12	$C_D iEH$	Coefficiente de resistencia al avance inducido del Empenaje horizontal
13	$C_D EH$	Coefficiente de resistencia al avance del Empenaje horizontal
14	$C_D 'EH$	Coefficiente de resistencia al avance referido a la superficie alar con respecto al Empenaje horizontal
15	$C_L TS/A$	Coefficiente de levantamiento total limpio
16	$C_D 'EV$	Coefficiente de resistencias al avance parásitos (Empenaje vertical)
17	$C_D 'BAR$	Coefficiente de resistencias al avance parásitos (Barquillas de los motores)
18	$C_D 'M$	Coefficiente de resistencias al avance parásitos (Montantes del ala)
19	$C_D TA$	Coefficiente de resistencias al avance parásitos (Tren de aterrizaje)
20	$C_D 'FUS$	Coefficiente de resistencias al avance parásitos (Fuselaje)
21	$1.05 C_D 'PAR$	Sumatoria de coeficientes parásitos
22	$\Delta C_L$	Incremento en el valor del coeficiente de levantamiento referido a la superficie alar
23	$\Delta C_D$	Incremento en el coeficiente de resistencia al avance debido a la extensión de las aletas
24	$C_L TC/A$	Coefficiente de levantamiento total con aletas extendidas
25	$C_D TS/AyTA$	Coefficiente de resistencia al avance Total
26	$C_D TC/AyTA$	Coefficiente de resistencia al avance con aletas y tren de aterrizaje
27	$C_D TC/TA$	Coefficiente de resistencia al avance solo con tren de aterrizaje
28	$C_D TC/A$	Coefficiente de resistencia al avance solo con aletas

La columna 3 corresponde al coeficiente de levantamiento ( $C_L$ ) del ala con respecto al ángulo de ataque, esto significa que para cada ángulo de ataque se tendrá un coeficiente de levantamiento diferente en esta aeronave y se muestra mediante la gráfica de  $C_L$  Vs  $\alpha$ , la cual se construye con los resultados de la distribución de levantamiento a lo largo de la semienvergadura del ala (método Anderson).

En la columna 4 se determinó el coeficiente de resistencia al avance con respecto al ángulo de ataque, en la cual se gráfica el ángulo de ataque Vs  $C_D$ .

Cabe señalar que el análisis aerodinámico del coeficiente de arrastre se realizó desde  $-12^\circ$  hasta  $20^\circ$  con el incremento de  $1^\circ$  en orden ascendente, esto para obtener datos de arrastre en la parte trasera y delantera del perfil.

En la columna 5 se determinó el coeficiente de resistencia al avance inducido del ala.

$$C_D iA = \frac{C_L A^2}{\pi A e} \quad (3.12)$$

Donde

$C_L A$  = Coeficiente de levantamiento del ala.

$A$  = Alargamiento del ala

$e$  = Factor que depende de la geometría del ala.

Se utilizó la ecuación correspondiente al Alargamiento mediante la siguiente ecuación [4].

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (3.13)$$

Donde:

$b$  = Es la envergadura de la aeronave vista desde planta

$S$  = Es el área de la envergadura vista desde planta

Para obtener el valor de  $e$  se utilizó la carta para la determinación del factor de resistencia inducida [5].

$$e = 0.948$$

La columna 6 corresponde al coeficiente de resistencia al avance del ala y se obtuvo sumando los resultados de las columnas 4 y 5.

$$C_D A = C_D + C_D iA \quad (3.14)$$

La columna 7 corresponde a la desviación de la estela producida por el ala.

$$\delta = k C_L A \left( \frac{\lambda^{0.3}}{A^{0.725}} \right) \left( \frac{3 C_{am}}{l} \right)^{0.25} \quad (3.15)$$

Donde:

$\delta$  = ángulo de desviación de la estela en grados.

$C_L A$  = Coeficiente de levantamiento del ala, (columna 3).

$A$  = alargamiento del ala

$\lambda$  = conicidad del ala.

$C_{am}$  = cuerda aerodinámica media del ala.

$l$  = distancia entre centro aerodinámicos (del ala y del Empenaje Horizontal)

$K$  = factor que depende de la posición del Empenaje horizontal (Empenaje en “X” o Empenaje en “T”).

Para obtener los datos de la cuerda aerodinámica se determinó con base en la distancia del centro aerodinámico de la aeronave. (Figura 3.13).

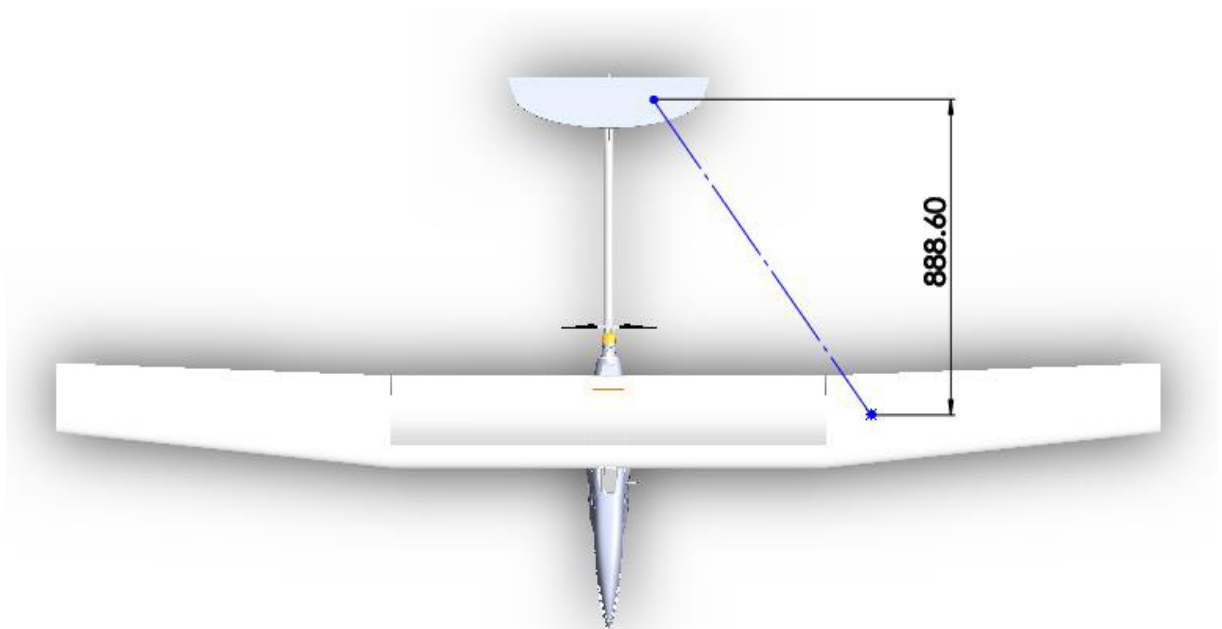


Figura 3.13. Distancia entre centros aerodinámicos del ala y del empenaje horizontal

Determinando la distancia del centro aerodinámico en esta aeronave se utilizó en el Software SolidWorks y con base en la imagen en planta de la aeronave se dispuso a buscar el centro aerodinámico como se muestra en la imagen.

El ala tiene su propio centro aerodinámico (Figura 3.14) el cual se intersecta aproximadamente sobre la cuerda media aerodinámica. En un flujo subsónico, el centro aerodinámico está aproximadamente a un cuarto de la cuerda, sobre la cuerda media aerodinámica.

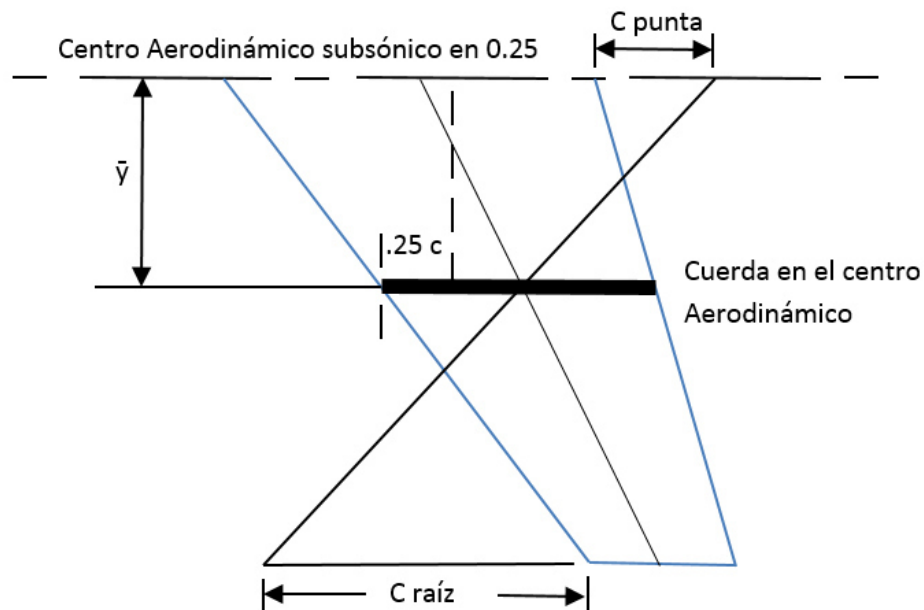


Figura 3.14. Diagrama esquemático del centro aerodinámico de un ala

Para determinar el centro aerodinámico del empenaje se utilizó de igual manera el software SolidWorks para medir directamente el centroide, que en nuestro caso es el mismo que el centro aerodinámico

En la columna 8 se muestran los valores del ángulo de ataque del empenaje horizontal.

$$\alpha_{EH} = \alpha_A - i_A + i_{EH} - \delta \quad (3.16)$$

La columna 9 contiene los valores de coeficiente de levantamiento del empenaje obtenido de las mediciones en el túnel de viento.

La columna 10 corresponde al coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal referido a la superficie alar.

$$C_{L'EH} = \frac{q_{EH}}{q} \frac{S_{EH}}{S_A} C_{LEH} \quad (3.17)$$

Donde:

$C_{L'EH}$  = Coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal referido a la superficie alar.

$\frac{q_{EH}}{q}$  = Eficiencia del empenaje horizontal, que es el cociente de la presión dinámica en el empenaje horizontal entre la presión dinámica del flujo libre

$\frac{S_{EH}}{S_A}$  = Cociente de la superficie del empenaje horizontal y la superficie alar.

$C_{LEH}$  = Coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal (columna 9)

La columna 11 contiene los valores del coeficiente de resistencia al avance del perfil que conforma al empenaje horizontal  $C_{D0EH}$ . Estos valores se calculan de la misma manera que los valores de la columna 4.

La columna 12 corresponde al coeficiente de resistencia al avance inducida del empenaje Horizontal, estos valores se determinaron de la misma manera que el coeficiente de resistencia al avance inducida del ala (columna 5).

$$C_{DiEH} = \frac{C_{LEH}^2}{\pi A e} \quad (3.18)$$

Donde:

$C_{LEH}$  = Coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal (columna 9)

A = Alargamiento del empenaje

e = Factor que depende de la geometría del empenaje.

En la columna 13 se determinó el coeficiente de resistencia al avance del empenaje horizontal, para obtener estos valores se sumarán las columnas 11 y 12.

$$C_{DEH} = C_{D0EH} + C_{DiEH} \quad (3.19)$$

La columna 14 contiene los valores del coeficiente de resistencia al avance del empenaje horizontal referido a la superficie alar. Se obtiene de una manera similar a la columna 10.

$$C_D'EH = \frac{qEH}{q} \frac{SEH}{SA} C_D EH \quad (3.20)$$

La columna 15 corresponde al coeficiente de levantamiento total sin aletas extendidas (avión “limpio”). Esta columna se obtiene de la suma de las columnas 3 y 10.

$$\frac{C_L' TS}{A} = C_L A + C_L' EH \quad (3.21)$$

En las columnas de la 16 a la 20 corresponden a las resistencias parásitas que son producidas por elementos que no generan sustentación, como son el tren de aterrizaje, el fuselaje entre otras. Para este caso se tienen resistencias parásitas en el empenaje vertical y el fuselaje, por lo tanto, se descartaron las del tren de aterrizaje y las del motor.

Se tiene que en las columnas 16 a 20 se evalúan los coeficientes de resistencia al avance parásitas (referidas a la superficie alar). Siempre que se refiere el coeficiente de resistencia parasita de un objetivo cualquiera a la superficie alar se utiliza la fórmula:

$$C_D'objeto = C_D objeto \frac{S_{objeto}}{S_{ala}} \quad (3.22)$$

La columna 21 es la suma de todos los coeficientes de resistencias parásitas y es multiplicada por 1.05, con el fin de aumentar 5 % la resistencia parasita, esto es debido a que los elementos se consideran como aislados.

$$C_D \text{ Total parasitas} = 1.05 * \text{la suma de las columnas 16 a 20} \quad (3.23)$$

La columna 22 corresponde al incremento en el valor del coeficiente de levantamiento referido a la superficie alar. Este incremento se obtiene cuando se extienden las aletas. En la Figura 3.15 se muestra un dibujo de una superficie alar con aletas simples.

Para aletas simples:

$$\Delta CL' = 0.9 \frac{S_{flaps}}{S_{avión}} \quad (3.24)$$

$$S_f = S_{fi} + S_{fd} \quad (3.25)$$



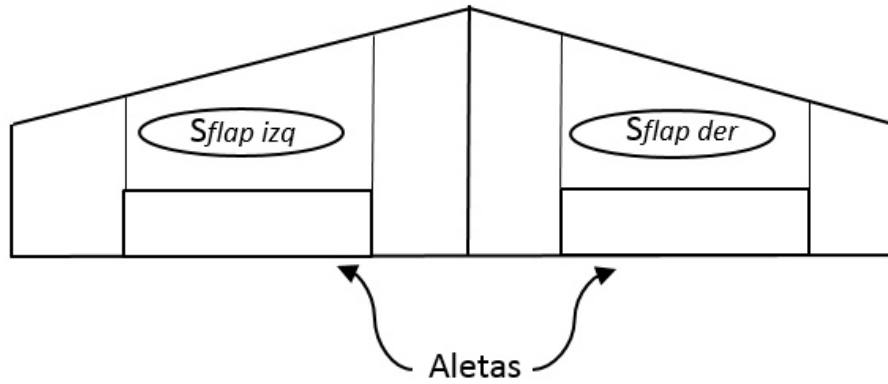


Figura 3.15. Esquema de un ala vista desde planta donde se observa las dos aletas simples para el caso 1

La columna 23 corresponde al incremento en el coeficiente de resistencia al avance debido a la extensión de las aletas en condiciones de despegue y aterrizaje, por lo cual esta columna se dividió en dos subcolumnas correspondientes al aterrizaje y despegue.

Para aletas simples:

$$\Delta C_D' = 1.7 \frac{c_f}{c}^{1.38} \frac{s_f}{s_a} \text{Sen}^2 \delta \quad (3.26)$$

Donde:

$\frac{c_f}{c}$  = Cociente de la cuerda de la aleta entre la cuerda del ala

$\delta$  = ángulo de deflexión de la aleta

En la Figura 3.16 se observa las diferentes posiciones de las aletas en el perfil alar SL-1.

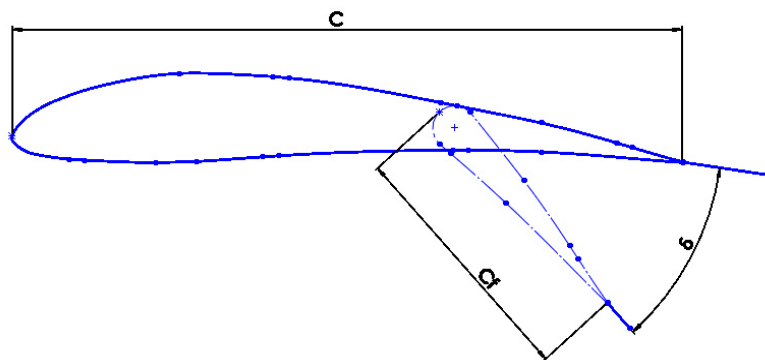


Figura 3.16. Esquema de un perfil alar y su geometría en despliegue de la aleta

La columna 24 corresponde al levantamiento total con aletas extendidas. Esta columna se obtuvo de la suma de las columnas 15 y 22

$$\frac{C_{LTC}}{A} = \frac{C_{LTS}}{A} + \Delta C_L' \quad (3.27)$$

La columna 25 contiene los datos del coeficiente de resistencia al avance total sin aletas y sin tren de aterrizaje, este valor se obtuvo de la suma de las columnas 6, 14 y 21 y restando el valor de la columna 19.

$$\frac{C_{DTS}}{A y TA} = (C_{DA} + C_{D'EH} + 1.05 C_{D'PA}) - C_{D'TA} \quad (3.28)$$

La columna 26, corresponde al cálculo del coeficiente de resistencia al avance total con aletas extendidas. Estos valores se obtuvieron de la suma de las columnas 6, 14, 21 y 23.

La columna 27 corresponde al coeficiente de resistencia al avance total sin tren de aterrizaje extendido. Se obtuvo con la suma de las columnas 6, 14 y 21., como no se cuenta con tren de aterrizaje esta columna se convierte en 0.

La columna 28 contiene los valores del coeficiente de resistencia al avance total solo con aletas extendidas. Estos valores se obtienen con la suma de las columnas 6, 14, 21 y 23 menos la columna 19. Esta columna al ser parecida a la columna 26, al no contar con tren de aterrizaje no se expondrá en el resultado general.

Las construcciones de las diferentes curvas polares se pueden construir a partir de algunas columnas que ahora se indicarán. Para realizar la gráfica de la polar del avión limpio que corresponde a la aeronave QAE-100 sin tren de aterrizaje y aletas retraídas será necesario graficar las columnas correspondientes a  $\frac{C_{DTS}}{A y TA}$  Vs  $\frac{C_{LTC}}{A}$  (columna 25 Vs 15).

El UAV al no contar con resistencias parasitas importantes como lo son el tren de aterrizaje y la posición del motor solamente se obtendrá una gráfica polar que será la del avión limpio.

### 3.8 Envolvente de vuelo

La envolvente de vuelo se utiliza principalmente en la determinación de combinaciones de condiciones de vuelo y los factores de carga a la que la estructura del avión debe ser diseñado. Sin embargo, el diagrama V-n es también muy útil en la determinación de la capacidad de maniobra de una aeronave.

El diagrama V-n en particular representa las condiciones en las que el avión deberá estar diseñado, depende de la base de certificación seleccionado por el manufacturero y/o especificaciones del cliente. Siendo en este caso la FAR 23 la certificación a seguir.

El factor de carga “ $n$ ” es la relación entre la sustentación que produce el ala y el peso de la aeronave, contra la velocidad de la aeronave, en este caso sabemos que  $v$  y  $n$  no pueden crecer de manera indefinida, son restringidos por los límites de diseño estructurales de la aeronave [24].

$$n = \frac{L}{W} \quad (3.29)$$

Donde:

$n$  = Factor de carga

$L$  = Levantamiento

$W$  = Peso de la aeronave

En teoría si la aeronave va a vuelo recto y nivelado  $n = 1$ , pero si este se encuentra con una ráfaga habrá un cambio repentino del factor de carga, este puede ser positivo o negativo.

Para la construcción del diagrama V-n se siguen los lineamientos de acuerdo al FAR 23. En primer lugar, se deben de reunir los siguientes datos:

- Cuerda media
- Peso del avión al 95%
- Superficie alar
- La pendiente del ala
- $C_{Lmax}$

Para el cálculo de las curvas se determinan las siguientes velocidades:

### 3.8.1 Velocidad de desplome

Para empezar a construir el diagrama V-n de maniobra se calculará inicialmente la velocidad de desplome ( $V_S$ ), como sigue:

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \frac{W}{S}}{\rho C_{N_{\max}(\text{controlable})}}} \quad (3.30)$$

Donde:

$W_{FDGW}$  = Peso bruto de diseño de vuelo de la aeronave en operación en lb.

$S$  = Superficie alar en  $\text{ft}^2$ .

$\rho$  = Densidad del aire a la altura en que se encuentra volando la aeronave en  $\frac{\text{slugs}}{\text{ft}^3}$

$$\frac{\text{slugs}}{\text{ft}^3} = \left(1.0663 \cdot 10^{-3} \frac{\text{slugs}}{\text{ft}^3}\right) = \left(0.54 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \quad (3.31)$$

Se observó que el coeficiente de fuerza normal máxima se utiliza en lugar del coeficiente máximo de sustentación, como en la ecuación (12.2). La diferencia entre estos dos coeficientes no es normalmente muy grande.

El coeficiente de fuerza máximo normal se deduce de:

$$C_{N_{\max}(\text{controlable})} = \sqrt{\left(C_{L_{\max}(\text{controlable})}\right)^2 + \left(C_{D_{at C_{L_{\max}(\text{controlable})}}}\right)^2} \quad (3.32)$$

Con fines para este análisis es aceptable el uso de:

$$C_{N_{\max}(\text{controlable})} = 1.1 C_{L_{\max}(\text{controlable})} \quad (3.33)$$

La línea parabólica 0-A (en la figura 2.10) se deduce a partir de:

$$V_{S_n = n} = \sqrt{\frac{2 n \frac{W}{S}}{\rho C_{N_{\max}(\text{controlable})}}} \quad (3.34)$$

### 3.8.2 Velocidad de maniobra $V_A$ .

La velocidad de diseño de maniobra ( $V_A$ ), debe ser seleccionado por el diseñador, pero debe satisfacer la siguiente relación:

$$V_A \geq V_S \sqrt{(n_{lim_{positivo}})} \quad (3.35)$$

Donde:  $n_{lim_{pos}}$  es el factor de carga límite de diseño positivo, sin embargo,  $V_A$  no tiene que exceder  $V_C$ .

### 3.8.3 Velocidad de crucero

La velocidad de diseño de crucero,  $V_C$  (en nudos), debe satisfacer la siguiente relación:

$$V_C \geq k_c \sqrt{\frac{W}{S}} \quad (3.36)$$

donde:

$k_c = 33$  para aeronaves de categoría normal y de servicios públicos con carga alar hasta  $\frac{W}{S} = 20 \text{ psf}$ .

En algunos casos  $k_c$  varía linealmente de 33 hasta 28.6, de acuerdo a que la carga alar varía de 20 hasta 100 libras por pie cuadrado en aviones normales y en categoría de servicios públicos.

$k_c = 36$  para aviones de categoría acrobáticos

Sin embargo,  $V_C$  no tiene que exceder de  $0.9V_H$ , donde  $V_H$  es el nivel máximo de velocidad obtenida con empuje máximo o potencia.

### 3.8.4 Velocidad de picada $V_D$

La velocidad de picada ( $V_D$ ), es la velocidad que la aeromave no debe de exceder ya que entra en picada, debe satisfacer la siguiente relación:

$$V_D \geq 1.25 V_C \quad (3.37)$$

### 3.8.5 Velocidad de desplome negativo $V_S^{-1}$

En la velocidad de desplome se utilizo el valor del  $C_{L_{max}}$  que es 1.432, para esta velocidad de desplome negativo se multiplica por 1.1 quedando en 1.5752.

Para los propósitos de la construcción de un diagrama V-n, la velocidad de pérdida negativa,  $V_{S_{neg}}$  puede ser calculada a partir de [26]:

$$V_{S_{neg}} = \sqrt{\frac{2W_{FDWG}}{\rho C_{N_{\max}(\text{controlable})_{neg}} S}} \quad (3.38)$$

El coeficiente de fuerza normal negativa máxima se sigue de:

$$C_{N_{\max}(\text{controlable})_{neg}} = \sqrt{\left(C_{L_{\max}(\text{controlable})_{neg}}\right)^2 + \left(C_{D_{at\,C_{L_{\max}(\text{controlable})_{neg}}}}\right)^2} \quad (3.39)$$

Para fines de análisis preliminares es aceptable el uso de:

$$C_{N_{\max}(\text{controlable})_{neg}} = 1.1 C_{L_{\max}(\text{controlable})_{neg}} \quad (3.40)$$

La línea parabólica 0-G (en la figura 12.12) se deduce a partir de:

$$V_{S_{n=n_{neg}}} = \sqrt{2 n_{neg} \frac{2 W}{\rho C_{N_{\max}(\text{controlable})_{neg}} S}} \quad (3.41)$$

### 3.8.6 Determinación de los factores de carga límite de diseño, $n_{lim_{pos}}$ y $n_{lim_{neg}}$

El factor de carga límite de diseño positivo,  $n_{lim_{pos}}$ , debe cumplir la siguiente condición:

$$n_{lim_{pos}} \geq 2.1 + \frac{24,000}{W+10,000} \quad (3.42)$$

Sin embargo:

$n_{lim_{neg}}$  no tiene que ser mayor que 3.8

$n_{lim_{neg}} = 4.4$  para aviones en categoría de utilidad

$n_{lim_{neg}} = 6.0$  para aviones en categoría acrobática

El factor de carga límite de diseño negativo,  $n_{lim_{neg}}$ , debe ser seleccionado por el diseñador, pero debe cumplir la siguiente condición:

$n_{lim_{neg}} \geq 0.4 n_{lim_{pos}}$  para aviones de categorías normal o de utilidad.

$n_{lim_{neg}} \geq 0.5 n_{lim_{pos}}$  para aviones en categoría acrobática

### 3.8.7 Líneas factor de carga de ráfaga y Velocidad de ráfaga $V_A$

La velocidad de ráfaga se obtuvo al obtener la línea de ráfaga y en la intersección con el factor de carga resulta dicha velocidad.

Para calcular la línea de la velocidad de ráfaga es necesario tener la velocidad de desplome y de maniobra, en la intersección de ambas velocidades se genera la velocidad de ráfaga, se definen por la siguiente ecuación:

$$n_{lim} = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V C_{L\alpha}}{498 \frac{W}{S}} \quad (3.43)$$

En donde:

$K_g$ .- es el factor de elevación de ráfaga, dado por:

$$K_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} \text{ en aviones subsónicos, y} \quad (3.44)$$

$$K_g = \frac{\mu_g^{1.03}}{6.9 + \mu_g^{1.03}} \text{ para aviones supersónicos.} \quad (3.45)$$

Donde  $\mu_g$  = Relación de masa de la aeronave, y está dada por:

$$\mu_g = \frac{2 \left( \frac{W}{S} \right)}{\rho c g C_{L\alpha}} \quad (3.46)$$

$C_{L\alpha}$  es la pendiente en la curva de elevación y está definida en  $\frac{1}{rad}$

$U_{de}$  es la derivada de la velocidad de ráfaga, que se define como sigue:

para las líneas de ráfagas de  $V_C$ :

$U_{de} = 50$  psi, para altitudes desde el nivel del mar hasta los 20.000 pies

$U_{de} = 66.67 - 0.000833 h$ , para altitudes desde los 20,000 pies hasta los 50,000 pies

Para líneas de ráfaga de  $V_D$ :

$U_{de} = 25$  psi, para altitudes desde el nivel del mar hasta los 20.000 pies

$U_{de} = 33.34 - 0.000417 h$ , para altitudes desde los 20,000 pies hasta los 50,000 pies.



# CAPÍTULO 4

## ANÁLISIS Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS

En este capítulo se muestran los resultados obtenidos y las discusiones generadas de acuerdo a estos, con dichos resultados se determinó la gráfica polar y con las cargas que la aeronave QAE cuenta se encontró la envolvente de vuelo para la misma.

### 4.1 Resultados en el túnel de viento

El trabajar en el túnel de viento se obtuvieron los coeficientes de levantamiento en la parte frontal y posterior del perfil además del empenaje horizontal, tales como el coeficiente de arrastre y levantamiento, los resultados se muestran en las diferentes hojas de cálculo que se obtuvieron a partir de estos análisis.

De los resultados se obtuvieron en el túnel de viento se empieza paso a paso realizando el método de Anderson para la obtención de la polar [5].

En primera instancia se muestran las condiciones ambientales que se presentaron el día de las pruebas en el laboratorio de aerodinámica.

Tabla 4.1. Condiciones ambientales del laboratorio	
Condición	Valor
Presión barométrica	574 mmHg
Temperatura	22° C
Humedad Relativa	79.5 %
Densidad	1.03311 kg/m <sup>3</sup>

Los resultados del análisis en el túnel de viento del perfil alar se muestran en la siguiente hoja de cálculo (Tabla 4.2):

Tabla 4.2. Resultados del análisis en el túnel de viento del perfil alar (la balanza arroja el resultado en Newton)

Newton				Kg/m <sup>2</sup>			
Grados	After	Fore	Drag	Grados	After	Fore	Drag
-4	-6.6	5	0.4	-4	-0.67278	0.50968	0.04077
-3	-7.6	3.6	0.4	-3	-0.77472	0.36697	0.04077
-2	-8.8	2.9	0.3	-2	-0.89704	0.29562	0.03058
-1	-10.3	1.1	0.3	-1	-1.04995	0.11213	0.03058
0	-12.3	-0.3	0.4	0	-1.25382	-0.03058	0.04077
1	-13.8	-1.6	0.6	1	-1.40673	-0.16310	0.06116
2	-15.2	-2.9	0.8	2	-1.54944	-0.29562	0.08155
3	-16.9	-4.5	1.1	3	-1.72273	-0.45872	0.11213
4	-18.7	-6.1	1.4	4	-1.90622	-0.62181	0.14271
5	-20.4	-7.5	1.6	5	-2.07951	-0.76453	0.16310
6	-21.6	-8.9	1.8	6	-2.20183	-0.90724	0.18349
7	-21.7	-10	2.3	7	-2.21203	-1.01937	0.23445
8	-21.8	-11.2	2.9	8	-2.22222	-1.14169	0.29562
9	-21.8	-12.7	3.1	9	-2.22222	-1.29460	0.31600
10	-21.8	-14.1	3.3	10	-2.22222	-1.43731	0.33639
11	-21.8	-15.1	3.5	11	-2.22222	-1.53925	0.35678
12	-21.8	-16.2	3.6	12	-2.22222	-1.65138	0.36697
13	-21.8	-16.3	3.8	13	-2.22222	-1.66157	0.38736
14	-21.8	-16.4	4	14	-2.22222	-1.67176	0.40775
15	-21.8	-16	4.7	15	-2.22222	-1.63099	0.47910
16	-21.8	-15	5.6	16	-2.22222	-1.52905	0.57085
17	-21.8	-14.3	6.1	17	-2.22222	-1.45770	0.62181
18	-21.8	-14	6.6	18	-2.22222	-1.42712	0.67278
19	-21.8	-13.8	7.1	19	-2.22222	-1.40673	0.72375
20	-21.8	-13.6	7.4	18	-2.22222	-1.38634	0.75433

## 4.2 Resultados del método Anderson

Con los datos obtenidos en el túnel de viento el siguiente paso será realizar el método Anderson.

Aplicando lo que se muestra en el capítulo 2 sobre los pasos para obtener el  $C_D$  y  $C_L$  mediante el método Anderson para poder obtener la gráfica  $C_L$  vs  $\alpha$  y  $C_D$  vs  $\alpha$ .

### Columna 1

La primera columna (Tabla 4.3), corresponde a las estaciones en la semienvargadura del UAV. Se tiene la estación correspondiente al valor de la cuerda “c”, estos valores son utilizados porque de ellos se tiene información en el libro ABOTT [5]. Esté se considera en un porcentaje de 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 0.9, 0.95 y 0.975.

Tabla 4.3. Datos de la estación de la Semienvergadura

Estación
0.0
0.2
0.4
0.6
0.8
0.9
0.95
0.975

Columna 2

El valor de la “y” es el resultado de multiplicar el valor de la semienvergadura del ala por el valor de la estación (Tabla 4.4).

Tabla 4.4. Datos de la distancia “y” de la Semienvergadura

y
0
0.3300
0.6600
0.9900
1.3200
1.4850
1.5675
1.6088

Columna 3

Es el valor real de la cuerda de la aeronave en la posición “y” y se muestra en la tabla 4.5:

Tabla 4.5. Valores de cuerda en cada estación “y”

c
0.2600
0.2600
0.2600
0.2380
0.2165
0.2058
0.2004
0.1977

Columna 4

Los valores de la Tabla 4.6 se determinan de tablas del libro de Abbot [5].

Tabla 4.6. Valores de La (pags. 14 y 15 del libro Theory of Wing Sections; Abbot)

<i>La</i>
1.1941
1.1575
1.0943
1.0115
0.8659
0.7236
0.5943
0.4629

Columna 5

Los valores de la Tabla 4.7 se determinan de tablas del libro de Abbot [5].

Tabla 4.7. Valores de Lb (pags. 12 y 13 del libro Theory of Wing Sections; Abbot)

<i>Lb</i>
-0.3492
-0.2461
-0.0326
0.1386
0.2254
0.2393
0.2138
0.1701

Columna 6

Coefficiente de levantamiento básico

Nota: Como en esta aeronave no muestra torcimiento esta columna será igual a cero.

Columna 7

El coeficiente de levantamiento adicional se obtuvo de acuerdo a la ecuación 2.8 con la superficie alar y los valores obtenidos anteriormente (Tabla 4.8).

Tabla 4.8. Valores Cla1

<i>Cla1</i>
1.1106
1.0766
1.0178
1.0279
0.9672
0.8504
0.7171
0.5661

Columna 8

Esta columna representa el coeficiente de levantamiento total de la sección del ala.

Nota: El dato correspondiente al  $C_L$  en la fórmula anterior corresponde al que brindamos en cada subcolumna correspondiente en la columna 8 para poder encontrar el  $C_{L_{max}}$  del ala, se muestra en la siguiente imagen las diferentes subcolumnas de  $C_L$ . Para esto hay que ver en tablas donde vienen los  $C_L$  el más alto, esté a su vez será el  $C_{L_{max}}$  del perfil, viendo en la tabla 4.9 podemos visualizar el  $C_{L_{max}}$  del ala.

Tabla 4.9.  $C_L$  obtenido en cada columna

Estación	$C_L = C_{Lb} + C_{La}$								
	$C_L = -0.6$	$C_L = 0.7$	$C_L = 0.8$	$C_L = 0.9$	$C_L = 1$	$C_L = 1.1$	$C_L = 1.2$	$C_L = 1.3$	$C_L = 1.4$
0	0.6664	0.7774	0.8885	0.9995	1.1106	1.2217	1.3327	1.4438	1.5548
0.2	0.6459	0.7536	0.8612	0.9689	1.0766	1.1842	1.2919	1.3995	1.5072
0.4	0.6107	0.7124	0.8142	0.9160	1.0178	1.1196	1.2213	1.3231	1.4249
0.6	0.6168	0.7196	0.8224	0.9251	1.0279	1.1307	1.2335	1.3363	1.4391
0.8	0.5803	0.6770	0.7738	0.8705	0.9672	1.0639	1.1606	1.2574	1.3541
0.9	0.5102	0.5953	0.6803	0.7654	0.8504	0.9354	1.0205	1.1055	1.1906
0.95	0.4303	0.5020	0.5737	0.6454	0.7171	0.7888	0.8606	0.9323	1.0040
0.975	0.3397	0.3963	0.4529	0.5095	0.5661	0.6228	0.6794	0.7360	0.7926

Con la tabla anterior y teniendo como dato el  $C_{L_{max}}$  del perfil, obtenemos una hoja de cálculo más detallada (Tabla 4.10) con la aproximación al  $C_{L_{max}}$  y obtener así el  $C_{L_{max}}$  del ala.

El  $C_{L_{max}}$  del perfil a  $Re = 196000$  es de 1.432034

Tabla.4.10.  $C_L$  brindado en cada subcolumna para obtener el  $C_{L_{max}}$ , que es los que se ven con color amarillo.

Estación	$C_L = 1.2$	$C_L = 1.21$	$C_L = 1.22$	$C_L = 1.23$	$C_L = 1.24$	$C_L = 1.25$	$C_L = 1.26$	$C_L = 1.27$	$C_L = 1.28$	$C_L = 1.29$	$C_L = 1.30$
0	1.3327	1.3438	1.3549	1.3660	1.3771	1.3882	1.3994	1.4105	1.4216	1.4327	1.4438
0.2	1.2919	1.3026	1.3134	1.3242	1.3349	1.3457	1.3565	1.3672	1.3780	1.3888	1.3995
0.4	1.2213	1.2315	1.2417	1.2519	1.2620	1.2722	1.2824	1.2926	1.3028	1.3129	1.3231
0.6	1.2335	1.2438	1.2541	1.2644	1.2746	1.2849	1.2952	1.3055	1.3158	1.3260	1.3363
0.8	1.1606	1.1703	1.1800	1.1897	1.1993	1.2090	1.2187	1.2284	1.2380	1.2477	1.2574
0.9	1.0205	1.0290	1.0375	1.0460	1.0545	1.0630	1.0715	1.0800	1.0885	1.0970	1.1055
0.95	0.8606	0.8677	0.8749	0.8821	0.8892	0.8964	0.9036	0.9108	0.9179	0.9251	0.9323
0.975	0.6794	0.6850	0.6907	0.6964	0.7020	0.7077	0.7133	0.7190	0.7247	0.7303	0.7360

Para poder encontrar el  $C_L$  se deberá realizar una gráfica  $C_L$  Vs estación para cada subcolumna de valor c.

Cuando la gráfica sea tangente, se muestra en la Figura 4.1, el valor del  $C_{L_{max}}$  del perfil se tendrá que el  $C_{L_{max}}$  del ala será el  $C_L$  correspondiente a dicha curva. El  $C_{L_{max}}$  en la aeronave QAE-100 es de 1.29.

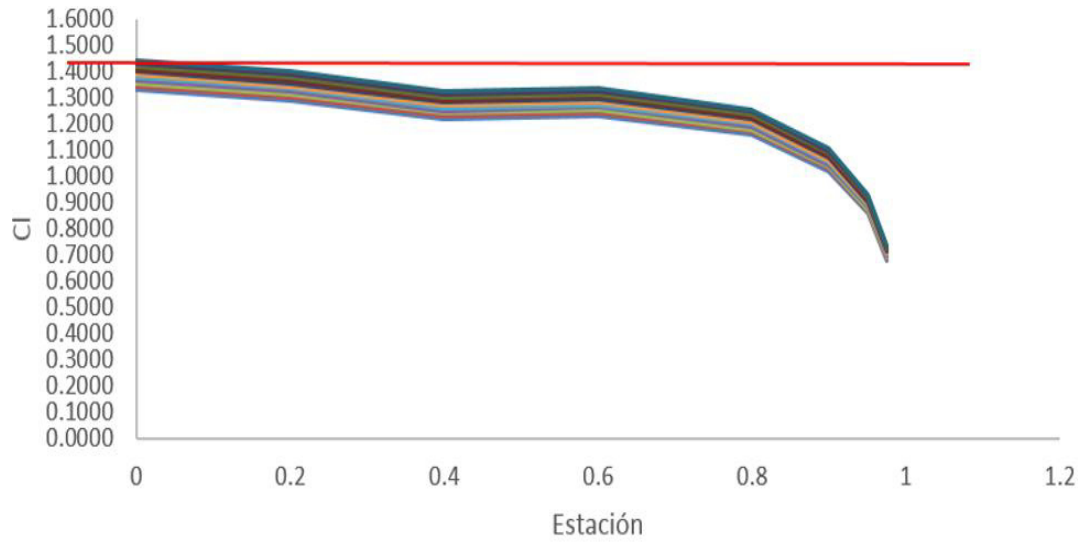


Figura 4.1. Gráfica  $C_L$  Vs estación del perfil

Para la construcción de la gráfica de sustentación del ala o del empenaje horizontal, fue necesario mostrar ambas gráficas, con esto se obtiene una pendiente que empiece desde el dato de “0” hasta llegar al  $C_{L_{max}}$  del ala (Figura 4.2).

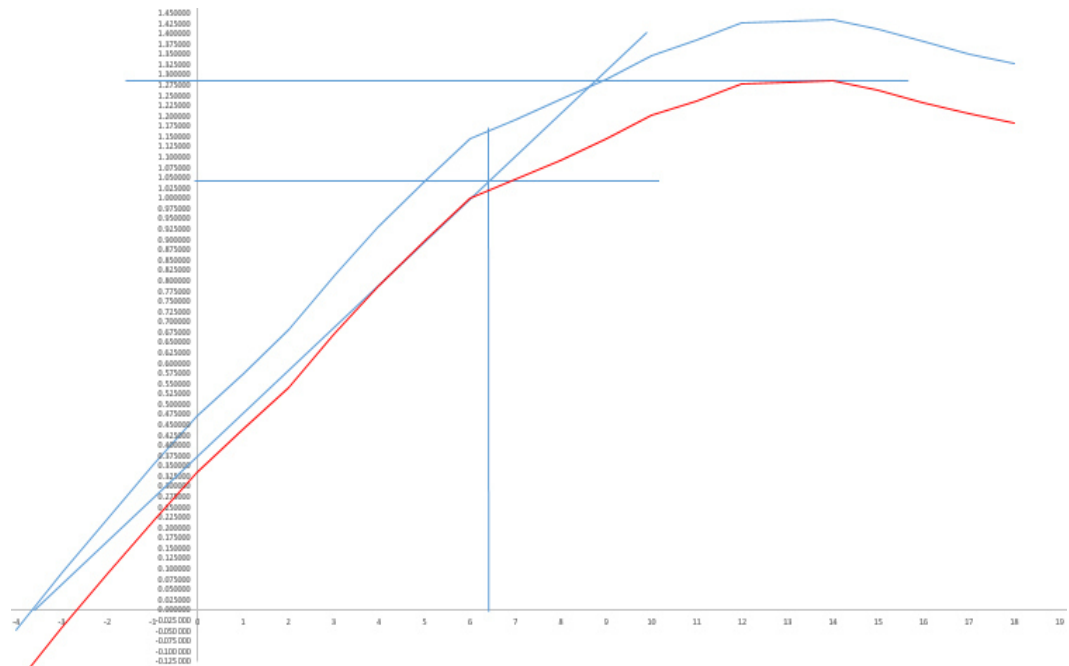


Figura 4.2. Gráfica de sustentación  $C_L$  Vs  $\alpha$  del perfil (color azul) contra la del ala (color rojo), que se determinó con las operaciones anteriores donde se obtuvieron los  $C_{L_{max}}$  del perfil y del ala respectivamente.

La pendiente de levantamiento del ala que se obtuvo quedó como se muestra en seguida:

$$\alpha_{ala} = 0.0903$$

La gráfica  $C_L$  Vs  $\alpha$  del ala se muestra de la Figura 4.3, esto es ya con la sustitución en la gráfica  $C_L$  Vs  $\alpha$  del perfil.

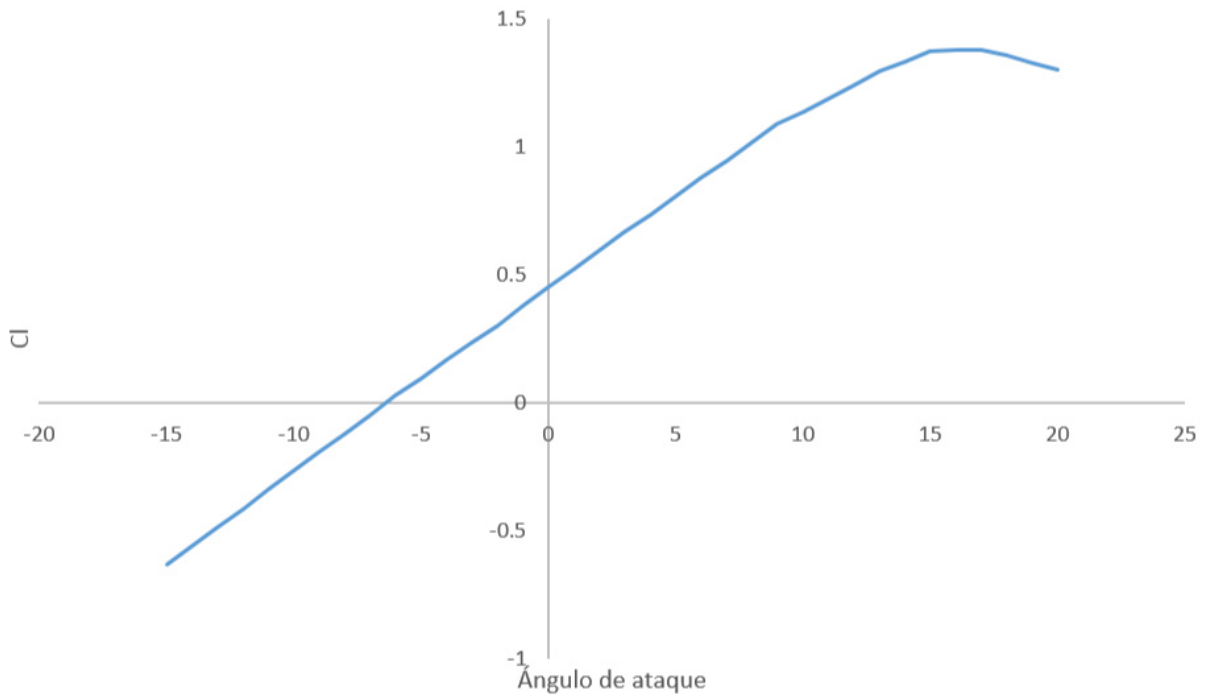


Figura 4.3. Gráfica del coeficiente de levantamiento Vs ángulo de ataque del ala

### 4.3 Tablas de la Polar

El primer paso para la elaboración de la gráfica polar es contar con el cálculo analítico del método Anderson para el perfil.

Como se describió paso por paso en seguida se procedió a calcular cada columna.

En la primera columna se colocó el ángulo de ataque del fuselaje, para nuestro caso se asignó un rango de  $-4^\circ$  hasta  $20^\circ$  con intervalos de  $1^\circ$  (Tabla 4.11).

Tabla. 4.11. Coeficiente de levantamiento Vs ángulo de ataque del ala

Ángulo de ataque del fuselaje $\alpha_f$ -4 a 20
-4
-3
-2
-1
0
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19
20

En la segunda columna (Tabla 4.12), se colocó el ángulo de ataque del ala, en este caso será con 2° de diferencia más con respecto al ángulo de ataque del fuselaje, porque es el ángulo de incidencia respecto del perfil del ala con el ángulo del fuselaje.

Tabla 4.12. Coeficiente de levantamiento Vs ángulo de ataque del ala

Ángulo de ataque del ala $\alpha_A$
-1.5
-0.5
0.5
1.5
2.5
3.5
4.5
5.5
6.5
7.5
8.5
9.5
10.5
11.5
12.5
Continúa...



13.5  
14.5  
15.5  
16.5  
17.5  
18.5  
19.5  
20.5  
21.5  
22.5

Columna 3

La columna tres corresponde al coeficiente de levantamiento ( $C_L$ ) del ala con respecto al ángulo de ataque, el cual se muestra en la Tabla 4.13.

Tabla 4.13 Columnas 2 y 3 de la polar donde se muestran los resultados en la columna 3 de las  $C_L$

Angulo de ataque del ala $\alpha_A$	$C_{LA}$
-10	-0.411833
-9	-0.338742
-8	-0.265651
-7	-0.192561
-6	-0.119470
-5	-0.046379
-4	0.026712
-3	0.096816
-2	0.168109
-1	0.236936
0	0.303659
1	0.376909
2	0.450890
3	0.522719
4	0.594548
5	0.667639
6	0.731974
7	0.803803
8	0.875632
9	0.947462
10	1.019291
11	1.091120
12	1.137445
13	1.184840
14	1.237845
15	1.293555
16	1.330638
17	1.372279
18	1.376028
19	1.379777
20	1.356767
21	1.327294
22	1.298345

Con los datos obtenidos del  $C_L$  se procedió a graficar (Figura 4.4).

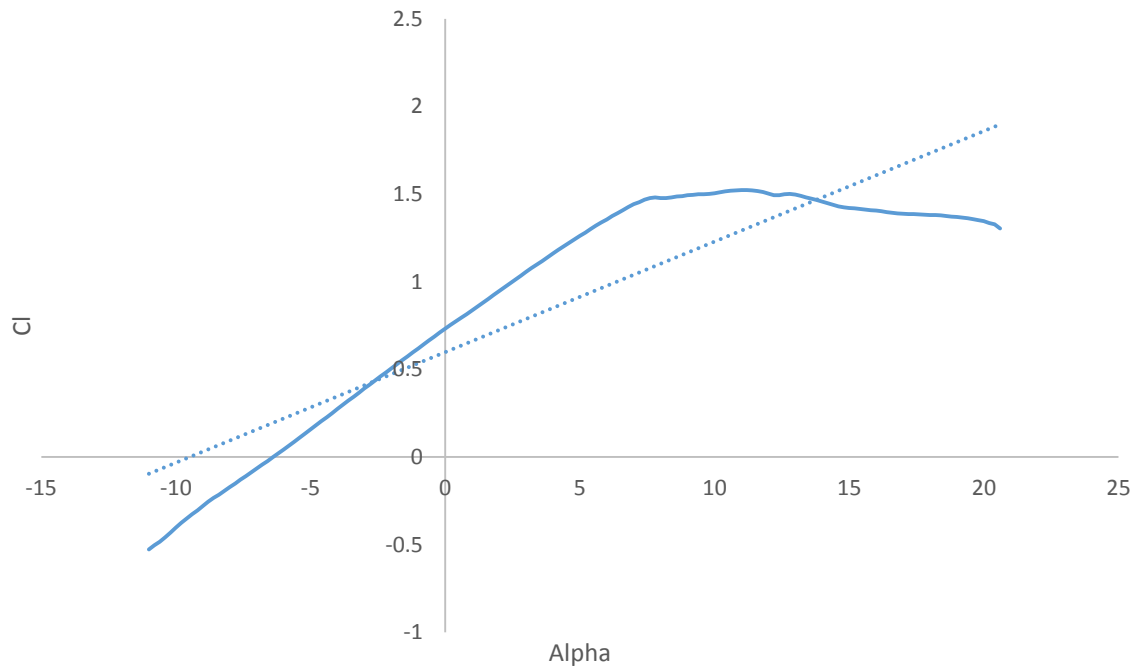


Figura 4.4. Gráfica de coeficiente de levantamiento Vs ángulo de ataque del perfil

#### Columna 4

En esta columna determinamos el coeficiente de resistencia al avance con respecto al ángulo de ataque, (Tabla 4.14).

Tabla 4.14. Columnas 2 y 4 de la polar donde se muestran los resultados en la columna 4 de las  $C_D$

Ángulo de ataque del ala $\alpha$	$C_D$ $\theta A$
-10	0.031298
-9	0.029993
-8	0.029990
-7	0.026395
-6	0.020695
-5	0.018095
-4	0.014995
-3	0.014995
-2	0.014995
-1	0.012703
0	0.011246
1	0.013279
2	0.014995
3	0.022701
4	0.029990

Continúa...

5	0.041602
6	0.052482
7	0.060000
8	0.067478
9	0.077780
10	0.087145
11	0.098032
12	0.108714
13	0.118999
14	0.131207
15	0.140502
16	0.149951
17	0.180000
18	0.209931
19	0.244609
20	0.277409
21	0.310210
22	0.343010

De igual manera al obtenerse los datos del  $C_D$  se procede a graficar  $C_D$  Vs  $\alpha$ , (Figura 4.5).

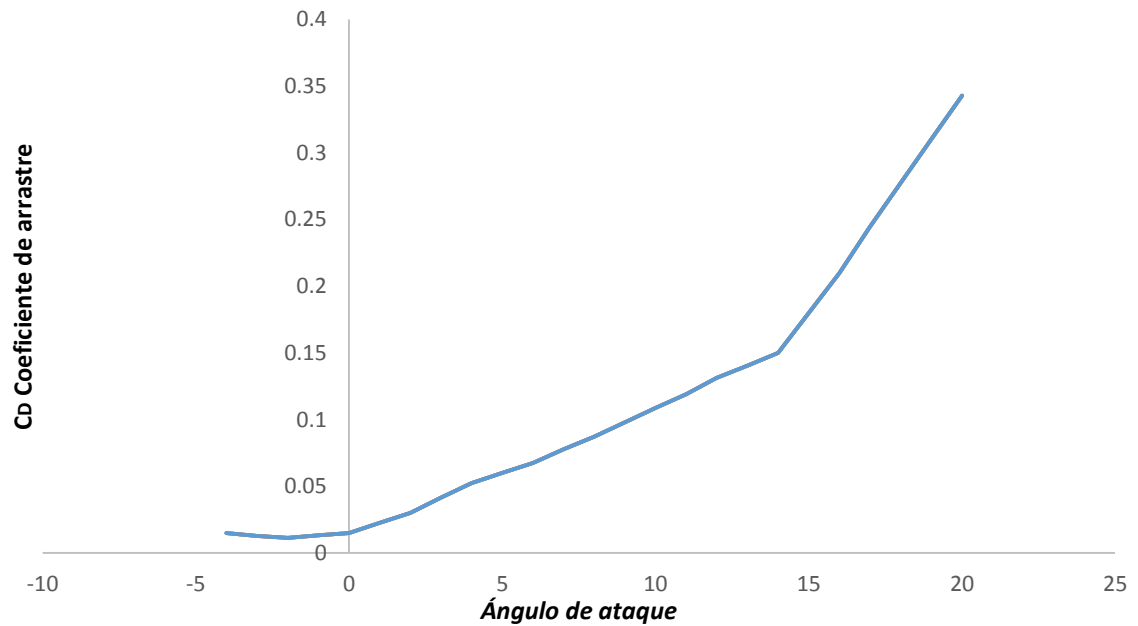


Figura 4.5. Coeficiente de arrastre en función con el ángulo de ataque.

#### Columna 5

En la columna 5 se determinó el coeficiente de resistencia al avance inducido del ala (Tabla 4.15):

Tabla 4.15. Columnas 2 y 5, ángulo de ataque del ala y coeficiente de resistencia al avance inducida

Ángulo de ataque del ala $\alpha A$	$CD iA$
-10	0.004175
-9	0.002825
-8	0.001737
-7	0.000913
-6	0.000351
-5	0.000053
-4	0.000018
-3	0.000231
-2	0.000711
-1	0.001432
0	0.002366
1	0.003494
2	0.004985
3	0.006759
4	0.008739
5	0.011014
6	0.013480
7	0.015755
8	0.019063
9	0.022216
10	0.025656
11	0.029307
12	0.031848
13	0.034558
14	0.037719
15	0.041191
16	0.043586
17	0.046357
18	0.046610
19	0.046865
20	0.047035
21	0.047297
22	0.047495

#### Columna 6

En esta columna corresponde a el coeficiente de resistencia al avance del ala, (Tabla 4.16).

Tabla 4.16. Columna 2 y columna 6, ángulo de ataque del ala y coeficiente de resistencia al avance del ala

Ángulo de ataque del ala $\alpha A$	$C_D A$
-10	0.035473
-9	0.032815
-8	0.031727
-7	0.027308
-6	0.021046
-5	0.018148
-4	0.015013
-3	0.015226
-2	0.015706

Continúa...

-1	0.014135
0	0.013612
1	0.016774
0	0.019980
1	0.029460
2	0.038729
3	0.052617
4	0.065963
5	0.075755
6	0.086541
7	0.099997
8	0.112802
9	0.127340
10	0.140563
11	0.153558
12	0.168926
13	0.181693
14	0.193537
15	0.226357
16	0.256542
17	0.291474
18	0.324445
19	0.357507
20	0.390505

#### Columna 7

La siguiente columna corresponde a la desviación de la estela producida por el ala, (Tabla 4.17).

Tabla 4.17. Columna 2 y 7, ángulo de ataque del ala y desviación de la estela

Ángulo de ataque del ala $\alpha_A$	$\delta$
-10	-0.980443
-9	-0.806437
-8	-0.632431
-7	-0.458426
-6	-0.284420
-5	-0.110414
-4	0.063592
-3	0.230489
-2	0.404494
-1	0.574220
0	0.738075
1	0.896922
2	1.071307
3	1.247429
4	1.418434
5	1.592438
6	1.761728
7	1.904585
8	2.094999
9	2.261647

Continúa...

10	2.430438
11	2.597610
12	2.707895
13	2.820727
14	2.946915
15	3.079541
16	3.167825
17	3.266959
18	3.275884
19	3.284808
20	3.290768
21	3.299924
22	3.306817

### Columna 8

De igual manera que se elaboró la tabla para el ángulo de ataque del ala, en esta sección se tomara cada columna de igual manera, pero con la sección del empenaje horizontal, (Tabla 4.18).

Tabla 4.18. Columnas 2, 7 y 8, ángulo de ataque del ala, desviación de la estela y ángulo de ataque del empenaje horizontal

Ángulo de ataque del ala $\alpha_A$	$\delta$	$\alpha_{EH}$
-10	-0.980443	-11.019557
-9	-0.806437	-10.193563
-8	-0.632431	-9.367569
-7	-0.458426	-8.541574
-6	-0.284420	-7.715580
-5	-0.110414	-6.889586
-4	0.063592	-6.063592
-3	0.230489	-5.230489
-2	0.404494	-4.404494
-1	0.574220	-3.574220
0	0.738075	-2.7380758
1	0.896922	-1.896922
2	1.071307	-1.071307
3	1.247429	-0.247429
4	1.418434	0.581566
5	1.592438	1.407562
6	1.761728	2.238272
7	1.904585	3.095415
8	2.094999	3.905001
9	2.261647	4.738353
10	2.430438	5.569562
11	2.597610	6.402390
12	2.707895	7.292105
13	2.820727	8.179273
14	2.946915	9.053085
15	3.079541	9.920459
16	3.167825	10.832175
17	3.266959	11.733041
18	3.275884	12.724116
19	3.284808	13.715192
20	3.290768	14.709232

Continúa...

21	3.299924	15.700076
22	3.306817	16.693183

Columna 9

Columna correspondiente a el coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal, (Tabla 4.19).

Tabla 4.19. Columnas 8 y 9, ángulo de ataque y coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal

Ángulo de ataque del ala $\alpha_{EH}$	$CL_{EH}$
-11.019557	-0.436501
-10.193563	-0.403416
-9.367569	-0.370331
-8.541574	-0.337246
-7.715580	-0.304161
-6.889586	-0.271076
-6.063592	-0.240991
-5.230489	-0.207906
-4.404494	-0.174821
-3.574220	-0.141736
-2.7380758	-0.108651
-1.896922	-0.108651
-1.071307	-0.075566
-0.247429	-0.042481
0.581566	-0.009465
1.407562	0.023754
2.238272	0.056854
3.095415	0.090141
3.905001	0.124476
4.738353	0.156825
5.569562	0.223624
6.402390	0.256995
7.292105	0.292621
8.179273	0.328147
9.053085	0.363141
9.920459	0.397884
10.832175	0.434051
11.733041	0.458790
12.724116	0.490212
13.715192	0.509722
14.709232	0.530160
15.700076	0.544254
16.693183	0.550012

## Columna 10

Coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal referido a la superficie alar, (Tabla 4.20).

Tabla 4.20. Columnas 8 y 10, ángulo de ataque y el coeficiente de levantamiento del empenaje horizontal

Ángulo de ataque del ala $\alpha_{EH}$	$CL_{EH}$
-11.019557	-0.436501
-10.193563	-0.403416
-9.367569	-0.370331
-8.541574	-0.337246
-7.715580	-0.304161
-6.889586	-0.271076
-6.063592	-0.240991
-5.230489	-0.207906
-4.404494	-0.174821
-3.574220	-0.141736
-2.7380758	-0.108651
-1.896922	-0.108651
-1.071307	-0.075566
-0.247429	-0.042481
0.581566	-0.009465
1.407562	0.023754
2.238272	0.056854
3.095415	0.090141
3.905001	0.124476
4.738353	0.156825
5.569562	0.223624
6.402390	0.256995
7.292105	0.292621
8.179273	0.328147
9.053085	0.363141
9.920459	0.397884
10.832175	0.434051
11.733041	0.458790
12.724116	0.490212
13.715192	0.509722
14.709232	0.530160
15.700076	0.544254
16.693183	0.550012

## Columna 11

Coeficiente de resistencia al avance del perfil que conforma al empenaje horizontal  $C_{D0EH}$ , (Tabla 4.21).



Tabla 4.21. Columnas 8 y 11, ángulo de ataque y coeficiente de resistencia al avance el perfil del empenaje horizontal

Ángulo de ataque del ala $\alpha_{EH}$	$C_{D0EH}$
-11.019557	0.089971
-10.193563	0.074976
-9.367569	0.074976
-8.541574	0.059980
-7.715580	0.052483
-6.889586	0.037488
-6.063592	0.026241
-5.230489	0.018744
-4.404494	0.018744
-3.574220	0.018744
-2.7380758	0.018744
-1.896922	0.018744
-1.071307	0.018744
-0.247429	0.018744
0.581566	0.026241
1.407562	0.037488
2.238272	0.052483
3.095415	0.059980
3.905001	0.074976
4.738353	0.089971
5.569562	0.101217
6.402390	0.108715
7.292105	0.127458
8.179273	0.142454
9.053085	0.153700
9.920459	0.168695
10.832175	0.179941
11.733041	0.206183
12.724116	0.209932
13.715192	0.221178
14.709232	0.236173
15.700076	0.236173
16.693183	0.236173

## Columna 12

En esta columna determinaremos el coeficiente de resistencia al avance inducida del empenaje, (Tabla 4.22).

Tabla 4.22. Columnas 8 y 12, ángulo de ataque del empenaje horizontal y coeficiente de resistencia al avance inducida.

Ángulo de ataque del ala $\alpha_{EH}$	$C_{DiEH}$
-11.019557	0.013094
-10.193563	0.011184
-9.367569	0.009425
-8.541574	0.007816
-7.715580	0.006358
-6.889586	0.005050
-6.063592	0.003991

Continúa...

-5.230489	0.002971
-4.404494	0.002100
-3.574220	0.001381
-2.7380758	0.000811
-1.896922	0.000392
-1.071307	0.000124
-0.247429	0.000006
0.581566	0.000039
1.407562	0.000222
2.238272	0.000558
3.095415	0.001065
3.905001	0.001692
4.738353	0.002489
5.569562	0.003437
6.402390	0.004539
7.292105	0.005885
8.179273	0.007400
9.053085	0.009063
9.920459	0.010880
10.832175	0.012948
11.733041	0.014466
12.724116	0.016515
13.715192	0.017856
14.709232	0.019316
15.700076	0.020357
16.693183	0.020790

### Columna 13

En esta columna se determinó el coeficiente de resistencia al avance del empenaje horizontal, (Tabla 4.23).

Tabla 4.23. Columnas 8, 11, 12 y 13, ángulo de ataque del empenaje, coeficientes de resistencia al avance del perfil, de resistencia inducida del empenaje y la suma de las dos anteriores (CDEH).

Angulo de ataque del ala $\alpha_{EH}$	$CD_{0EH}$	$CD_{iEH}$	$CDEH$
-11.019557	0.089971	0.013094	0.103065
-10.193563	0.074976	0.011184	0.086160
-9.367569	0.074976	0.009425	0.084401
-8.541574	0.059980	0.007816	0.067797
-7.715580	0.052483	0.006358	0.058841
-6.889586	0.037488	0.005050	0.042538
-6.063592	0.026241	0.003991	0.030233
-5.230489	0.018744	0.002971	0.021714
-4.404494	0.018744	0.002100	0.020225
-3.574220	0.018744	0.001381	0.019555
-2.7380758	0.018744	0.000811	0.019136
-1.896922	0.018744	0.000392	0.018868
-1.071307	0.018744	0.000124	0.018750
-0.247429	0.018744	0.000006	0.026280
0.581566	0.026241	0.000039	0.037710
1.407562	0.037488	0.000222	0.053041
2.238272	0.052483	0.000558	0.053041
3.095415	0.059980	0.001065	0.061046
3.905001	0.074976	0.001692	0.076668
4.738353	0.089971	0.002489	0.092460

Continúa...

5.569562	0.101217	0.003437	0.104654
6.402390	0.108715	0.004539	0.113254
7.292105	0.127458	0.005885	0.133343
8.179273	0.142454	0.007400	0.149854
9.053085	0.153700	0.009063	0.162763
9.920459	0.168695	0.010880	0.179575
10.832175	0.179941	0.012948	0.192889
11.733041	0.206183	0.014466	0.220648
12.724116	0.209932	0.016515	0.226447
13.715192	0.221178	0.017856	0.239034
14.709232	0.236173	0.019316	0.255489
15.700076	0.236173	0.020357	0.256530
16.693183	0.236173	0.020790	0.256963

Columna 14

Coefficiente de resistencia al avance del empenaje horizontal referido a la superficie alar, (Tabla 4.24).

Tabla 4.24. Columnas 8 y 14, ángulo de ataque del empenaje y coeficiente de resistencia al avance del empenaje horizontal referido a la superficie alar.

Ángulo de ataque del ala $\alpha_{EH}$	$CD_{EH}$
-11.019557	0.008587
-10.193563	0.007178
-9.367569	0.007032
-8.541574	0.005648
-7.715580	0.004902
-6.889586	0.003544
-6.063592	0.002519
-5.230489	0.001809
-4.404494	0.001737
-3.574220	0.001677
-2.7380758	0.001629
-1.896922	0.001594
-1.071307	0.001572
-0.247429	0.001562
0.581566	0.002190
1.407562	0.003142
2.238272	0.004419
3.095415	0.005086
3.905001	0.006388
4.738353	0.007703
5.569562	0.008719
6.402390	0.009436
7.292105	0.011109
8.179273	0.012485
9.053085	0.013561
9.920459	0.014961
10.832175	0.016071
11.733041	0.018383
12.724116	0.018866
13.715192	0.019915
14.709232	0.021286
15.700076	0.021373
16.693183	0.021409

## Columna 15

Coeficiente de levantamiento total sin aletas extendidas, (Tabla 4.25).

Tabla 4.25. Columnas 2 y 15, ángulo de ataque del ala y Coeficiente de levantamiento total sin aletas extendidas

Ángulo de ataque del ala $\alpha_A$	$CL_{TS/A}$
-10	-0.448200
-9	-0.372353
-8	-0.296506
-7	-0.220658
-6	-0.144811
-5	-0.068964
-4	0.006633
-3	0.079495
-2	0.153544
-1	0.225127
0	0.294607
1	0.370613
2	0.447350
3	0.521930
4	0.596527
5	0.672376
6	0.739484
7	0.814174
8	0.888707
9	0.963318
10	1.037922
11	1.112532
12	1.161825
13	1.212180
14	1.268101
15	1.326704
16	1.366801
17	1.410503
18	1.416870
19	1.422244
20	1.400937
21	1.372638
22	1.344169

## Columna 16 a la 20

Resistencias parásitas, solo se tomará en cuenta en nuestro diseño la columna 16 y la 20, las demás se descartan ya que no cuenta con esos elementos.

$$C_D \text{ 'objeto} = 0.0006668$$

#### Columna 20

En la columna 20 corresponde a el fuselaje:

$$C_D \text{ 'objeto} = 0.000445$$

Al igual que en la columna 16, en esta columna será el mismo dato en cada una de las casillas de esta columna 20

#### Columna 21

En esta columna se suman todos los coeficientes de resistencias parásitas y se multiplican por 1.05

$$C_D \text{ Total parasitas} = 0.001167$$

Se colocará el dato resultante en toda la columna 21

#### Columna 22

Es el incremento en el valor del coeficiente de levantamiento referido a la superficie alar.

$$\Delta C_L \text{ '} = 0.34938$$

#### Columna 23

Es el incremento en el coeficiente de resistencia al avance debido a la extensión de las aletas.

$$\frac{S_f}{S_a} = 0.3882$$

Para el despegue:

$$\Delta C_D \text{ '} = 0.003339$$

Para el aterrizaje:

$$\Delta C_D \text{ '} = 0.03190254$$

La columna 23 se dividió en dos columnas que corresponden a Despegue y Aterrizaje respectivamente y se pondrán los resultados anteriores en cada renglón de ambas columnas

#### Columna 24

Esta columna corresponde al levantamiento total con aletas extendidas. Se obtiene sumando las columnas 15 y 22, (Tabla 4.26).

Tabla 4.26. Columnas 15, 22 y 24, levantamiento total con aletas extendidas

$CL_{TS/A}$	$\Delta CL'$	$CL_{TC/A}$
-0.448200	0.349380	-0.098820
-0.372353	0.349380	-0.022973
-0.296506	0.349380	0.052874
-0.220658	0.349380	0.128722
-0.144811	0.349380	0.204569
-0.068964	0.349380	0.280416
0.006633	0.349380	0.356013
0.079495	0.349380	0.428875
0.153544	0.349380	0.502924
0.225127	0.349380	0.574507
0.294607	0.349380	0.643987
0.370613	0.349380	0.719993
0.447350	0.349380	0.796730
0.521930	0.349380	0.871310
0.596527	0.349380	0.945907
0.672376	0.349380	1.021756
0.739484	0.349380	1.088864
0.814174	0.349380	1.163554
0.888707	0.349380	1.238087
0.963318	0.349380	1.312698
1.037922	0.349380	1.387302
1.112532	0.349380	1.461912
1.161825	0.349380	1.511205
1.212180	0.349380	1.561560
1.268101	0.349380	1.617481
1.326704	0.349380	1.676084
1.366801	0.349380	1.716181
1.410503	0.349380	1.759883
1.416870	0.349380	1.766250
1.422244	0.349380	1.771624
1.400937	0.349380	1.750317
1.372638	0.349380	1.722018
1.344169	0.349380	1.693649

#### Columna 25

Coeficiente de resistencia al avance total sin aletas y sin tren de aterrizaje. Se obtiene con la suma de las columnas 6, 14 y 21 y restando el valor de la columna 19, (Tabla 4.27).

Tabla 4.27. Columnas 6, 14, 21, 19 y 25, coeficiente de resistencia al avance total sin aletas y sin tren de aterrizaje

$CDA$	$CD'EH$	$1.05 CD'Pa$	$CD TA$	$CD TS/AyTA$
0.035473	0.008587	0.001167		0.045227
0.032815	0.007178	0.001167		0.041161
0.031727	0.007032	0.001167		0.039927
0.027308	0.005648	0.001167		0.034124
0.021046	0.004902	0.001167		0.027116
0.018148	0.003544	0.001167		0.022859
0.015013	0.002519	0.001167		0.018699
0.015226	0.001809	0.001167		0.018202
0.015706	0.001737	0.001167		0.018610
0.014135	0.001677	0.001167		0.016979
0.013612	0.001629	0.001167		0.016409
0.016774	0.001594	0.001167		0.019536
0.019980	0.001572	0.001167		0.022719
0.029460	0.001562	0.001167		0.032190
0.038729	0.002190	0.001167		0.042086
0.052617	0.003142	0.001167		0.056926
0.065963	0.004419	0.001167	0	0.071550
0.075755	0.005086	0.001167		0.082009
0.086541	0.006388	0.001167		0.094096
0.099997	0.007703	0.001167		0.108867
0.112802	0.008719	0.001167		0.122689
0.127340	0.009436	0.001167		0.137943
0.140563	0.011109	0.001167		0.152840
0.153558	0.012485	0.001167		0.167210
0.168926	0.013561	0.001167		0.183654
0.181693	0.014961	0.001167		0.197821
0.193537	0.016071	0.001167		0.210775
0.226357	0.018383	0.001167		0.245907
0.256542	0.018866	0.001167		0.276576
0.291474	0.019915	0.001167		0.312557
0.324445	0.021286	0.001167		0.345898
0.357507	0.021373	0.001167		0.380047
0.390505	0.021409	0.001167		0.413081

## Columna 26

Coeficiente de resistencia al avance total con aletas y tren de aterrizaje extendidos. Se obtiene con la suma de las columnas 6, 14, 21 y 23, (Tabla 4.28).

Tabla 4.28. Columnas 6, 14, 21, 23 y 26, coeficiente de resistencia al avance total con aletas y tren de aterrizaje extendidos en base a la suma de las columnas 6, 14, 21 y 23

$CDA$	$CD'EH$	$1.05 CD'Pa$	$\Delta CD'$		$CD TC/A y TA$	
			Despegue	Aterrizaje	Despegue	Aterrizaje
0.035473	0.008587	0.001167	0.003339	0.03190254	0.048566	0.077130
0.032815	0.007178	0.001167	0.003339	0.03190254	0.044500	0.073063
0.031727	0.007032	0.001167	0.003339	0.03190254	0.043266	0.071829
0.027308	0.005648	0.001167	0.003339	0.03190254	0.037463	0.066026
Continua...						

0.021046	0.004902	0.001167	0.003339	0.03190254	0.030455	0.059019
0.018148	0.003544	0.001167	0.003339	0.03190254	0.026198	0.054762
0.015013	0.002519	0.001167	0.003339	0.03190254	0.022038	0.050601
0.015226	0.001809	0.001167	0.003339	0.03190254	0.021541	0.050105
0.015706	0.001737	0.001167	0.003339	0.03190254	0.021949	0.050512
0.014135	0.001677	0.001167	0.003339	0.03190254	0.020318	0.048882
0.013612	0.001629	0.001167	0.003339	0.03190254	0.019748	0.048311
0.016774	0.001594	0.001167	0.003339	0.03190254	0.022875	0.051438
0.019980	0.001572	0.001167	0.003339	0.03190254	0.026058	0.054622
0.029460	0.001562	0.001167	0.003339	0.03190254	0.035529	0.064092
0.038729	0.002190	0.001167	0.003339	0.03190254	0.045425	0.073988
0.052617	0.003142	0.001167	0.003339	0.03190254	0.060265	0.088828
0.065963	0.004419	0.001167	0.003339	0.03190254	0.074889	0.103452
0.075755	0.005086	0.001167	0.003339	0.03190254	0.085348	0.113911
0.086541	0.006388	0.001167	0.003339	0.03190254	0.097435	0.125999
0.099997	0.007703	0.001167	0.003339	0.03190254	0.112206	0.140770
0.112802	0.008719	0.001167	0.003339	0.03190254	0.126028	0.154591
0.127340	0.009436	0.001167	0.003339	0.03190254	0.141282	0.169845
0.140563	0.011109	0.001167	0.003339	0.03190254	0.156179	0.184742
0.153558	0.012485	0.001167	0.003339	0.03190254	0.170549	0.199113
0.168926	0.013561	0.001167	0.003339	0.03190254	0.186993	0.215557
0.181693	0.014961	0.001167	0.003339	0.03190254	0.201160	0.229724
0.193537	0.016071	0.001167	0.003339	0.03190254	0.214114	0.242678
0.226357	0.018383	0.001167	0.003339	0.03190254	0.249246	0.277810
0.256542	0.018866	0.001167	0.003339	0.03190254	0.279945	0.308478
0.291474	0.019915	0.001167	0.003339	0.03190254	0.315896	0.344459
0.324445	0.021286	0.001167	0.003339	0.03190254	0.350237	0.378800
0.357507	0.021373	0.001167	0.003339	0.03190254	0.383386	0.411950
0.390505	0.021409	0.001167	0.003339	0.03190254	0.416420	0.444983

## Columna 27

Coeficiente de resistencia al avance total solo con tren de aterrizaje extendido. Se obtiene con la suma de las columnas 6, 14 y 21.

El resultado de esta columna es similar al de la columna 25, ya que la aeronave no cuenta con tren de aterrizaje y se muestra en la Tabla 4.29.

Tabla 4.29. Columnas 6, 14, 21 y 27, coeficiente de resistencia al avance total solo con tren de aterrizaje extendido

$C_{DA}$	$C_{D'EH}$	$1.05 C_{D'Pa}$	$C_{D TC/TA}$
0.035473	0.008587	0.001167	0.045227
0.032815	0.007178	0.001167	0.041161
0.031727	0.007032	0.001167	0.039927
0.027308	0.005648	0.001167	0.034124
0.021046	0.004902	0.001167	0.027116
0.018148	0.003544	0.001167	0.022859
0.015013	0.002519	0.001167	0.018699
0.015226	0.001809	0.001167	0.018202
0.015706	0.001737	0.001167	0.018610
0.014135	0.001677	0.001167	0.016979
0.013612	0.001629	0.001167	0.016409

Continúa...



0.016774	0.001594	0.001167	0.019536
0.019980	0.001572	0.001167	0.022719
0.029460	0.001562	0.001167	0.032190
0.038729	0.002190	0.001167	0.042086
0.052617	0.003142	0.001167	0.056926
0.065963	0.004419	0.001167	0.071550
0.075755	0.005086	0.001167	0.082009
0.086541	0.006388	0.001167	0.094096
0.099997	0.007703	0.001167	0.108867
0.112802	0.008719	0.001167	0.122689
0.127340	0.009436	0.001167	0.137943
0.140563	0.011109	0.001167	0.152840
0.153558	0.012485	0.001167	0.167210
0.168926	0.013561	0.001167	0.183654
0.181693	0.014961	0.001167	0.197821
0.193537	0.016071	0.001167	0.210775
0.226357	0.018383	0.001167	0.245907
0.256542	0.018866	0.001167	0.276576
0.291474	0.019915	0.001167	0.312557
0.324445	0.021286	0.001167	0.345898
0.357507	0.021373	0.001167	0.380047
0.390505	0.021409	0.001167	0.413081

## Columna 28

Coeficiente de resistencia al avance total solo con aletas extendidas. Se obtiene con la suma de las columnas 6, 14, 21 y 23 menos la columna 19, (Tabla 4.30).

Tabla 4.30. Columnas 6, 14, 21, 23, 19 y 28

$C_{DA}$	$C_{D'EH}$	1.05 $C_{D'Pa}$	$C_{D'TA}$	$\Delta C_{D'}$		$C_{D'TC/A}$	
				Despegue	Aterrizaje	Despegue	Aterrizaje
0.035473	0.008587	0.001167	0	0.003339	0.03190254	0.048566	0.077130
0.032815	0.007178	0.001167		0.003339	0.03190254	0.044500	0.073063
0.031727	0.007032	0.001167		0.003339	0.03190254	0.043266	0.071829
0.027308	0.005648	0.001167		0.003339	0.03190254	0.037463	0.066026
0.021046	0.004902	0.001167		0.003339	0.03190254	0.030455	0.059019
0.018148	0.003544	0.001167		0.003339	0.03190254	0.026198	0.054762
0.015013	0.002519	0.001167		0.003339	0.03190254	0.022038	0.050601
0.015226	0.001809	0.001167		0.003339	0.03190254	0.021541	0.050105
0.015706	0.001737	0.001167		0.003339	0.03190254	0.021949	0.050512
0.014135	0.001677	0.001167		0.003339	0.03190254	0.020318	0.048882
0.013612	0.001629	0.001167		0.003339	0.03190254	0.019748	0.048311
0.016774	0.001594	0.001167		0.003339	0.03190254	0.022875	0.051438
0.019980	0.001572	0.001167		0.003339	0.03190254	0.026058	0.054622
0.029460	0.001562	0.001167		0.003339	0.03190254	0.035529	0.064092
0.038729	0.002190	0.001167		0.003339	0.03190254	0.045425	0.073988
0.052617	0.003142	0.001167		0.003339	0.03190254	0.060265	0.088828
0.065963	0.004419	0.001167		0.003339	0.03190254	0.074889	0.103452
0.075755	0.005086	0.001167		0.003339	0.03190254	0.085348	0.113911
0.086541	0.006388	0.001167		0.003339	0.03190254	0.097435	0.125999
0.099997	0.007703	0.001167		0.003339	0.03190254	0.112206	0.140770
0.112802	0.008719	0.001167		0.003339	0.03190254	0.126028	0.154591
0.127340	0.009436	0.001167		0.003339	0.03190254	0.141282	0.169845
0.140563	0.011109	0.001167		0.003339	0.03190254	0.156179	0.184742
0.153558	0.012485	0.001167		0.003339	0.03190254	0.170549	0.199113
0.168926	0.013561	0.001167		0.003339	0.03190254	0.186993	0.215557

Continúa...

0.181693	0.014961	0.001167		0.003339	0.03190254	0.201160	0.229724
0.193537	0.016071	0.001167		0.003339	0.03190254	0.214114	0.242678
0.226357	0.018383	0.001167		0.003339	0.03190254	0.249246	0.277810
0.256542	0.018866	0.001167		0.003339	0.03190254	0.279945	0.308478
0.291474	0.019915	0.001167	0	0.003339	0.03190254	0.315896	0.344459
0.324445	0.021286	0.001167		0.003339	0.03190254	0.350237	0.378800
0.357507	0.021373	0.001167		0.003339	0.03190254	0.383386	0.411950
0.390505	0.021409	0.001167		0.003339	0.03190254	0.416420	0.444983

#### 4.4 Construcción de la gráfica Polar

Con los datos que se calcularon anteriormente se obtiene la gráfica de la Figura 4.6.

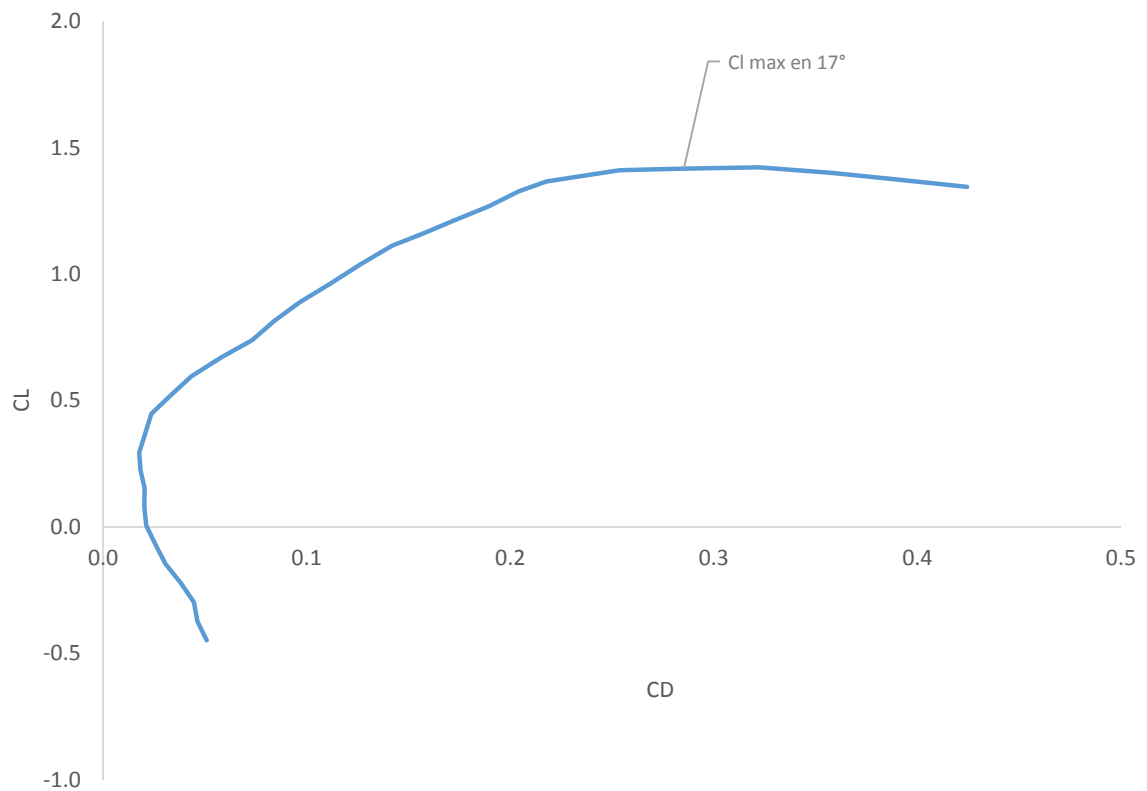


Figura 4.6. Gráfica correspondiente a la polar del avión limpio

La gráfica polar indica que la aeronave QAE-100 tiene un ascenso lineal donde se observa que hay una buena relación en el levantamiento y el arrastre, las curvas muestran el valor del coeficiente de arrastre a cero elevaciones alrededor de 0.02, que este es el coeficiente resistencia mínima de la aeronave. Se muestra el  $C_{L_{max}}$  es de 1.37977 y que el ángulo donde la aeronave empezará el desplome será en  $17^\circ$ .

De acuerdo a Mohamad [30] en su investigación se observa que los análisis obtenidos en el túnel de viento cuentan con las mismas características. La aeronave puede alcanzar una altura de acuerdo con el coeficiente de levantamiento de 0.6 con un valor de coeficiente de resistencia 0.02.

Esto también se diferencia en la configuración del UAV de Firdaus, que al tener el ala en la parte superior se observa que con menor número de ángulos de ataque la aeronave pierde sustentación y entra en caída [31].

#### 4.5 Envoltente de vuelo (Diagrama factor carga–velocidad o diagrama V-n)

Se elaboró el diagrama V-n con base en el método que se describió en el capítulo anterior, para construir la gráfica de la envoltente de vuelo.

Para la construcción del diagrama V-n se siguieron los lineamientos en base a la FAR 23 [20].

##### 4.5.1 La velocidad de pérdida, $V_S$

Para comenzar con la construcción de un diagrama V-n, en primera instancia se calculó la velocidad de pérdida  $V_S$  [27]:

$$V_S = \sqrt{\frac{2(W)}{\rho C_{N_{max}} S}}$$

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \left( 644.1394 \frac{lb \ ft}{s^2} \right)}{\left( 0.076474 \frac{lb}{ft^3} \right) (1.4320) (8.5831 \ ft^2)}}$$

$$V_S = \sqrt{\frac{1288.2788 \frac{lb \ ft}{s^2}}{0.939942 \frac{lb}{ft^3}}}$$

$$V_S = \sqrt{1,370.5941 \frac{ft^2}{s^2}}$$

$$V_S = 37.02 \frac{ft}{s} = 21.9343 \text{ knots} = 40.6223 \frac{km}{h}$$

La línea parabólica 0-A (en la figura 4.7) se deduce a partir de:

$$V_{S_{n=n}} = \sqrt{\frac{2 nW}{\rho C_{N_{\max(cont)}} S}}$$

En la tabla 4.31 se muestran los datos que se obtuvieron de la curva de la velocidad de perdida con valores de factor de carga positivos de la curva 0-A.

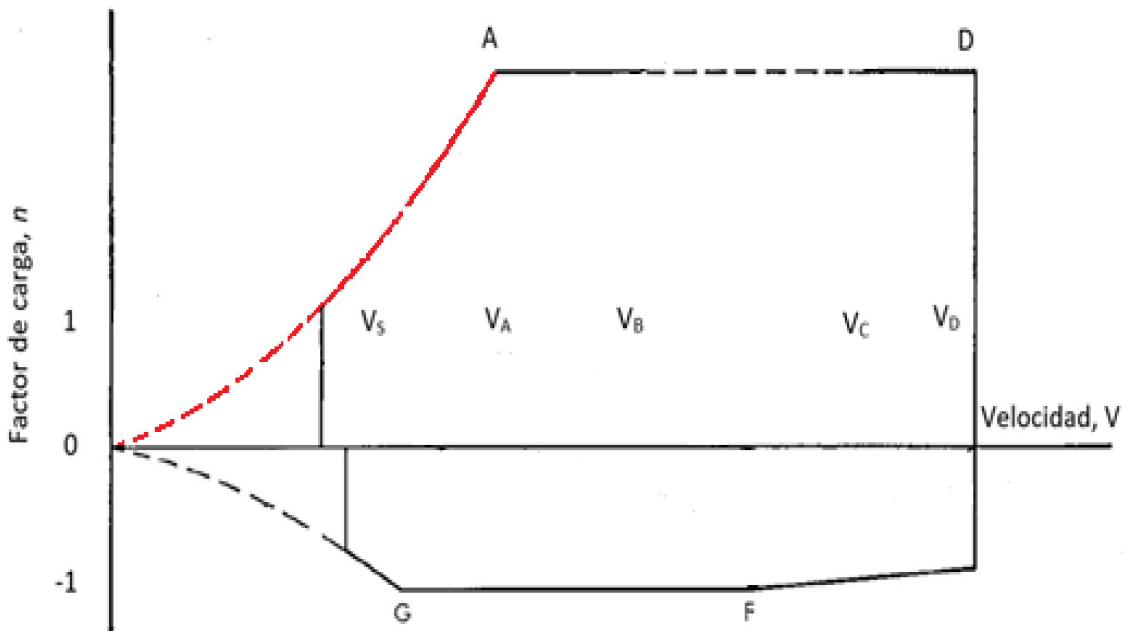


Figura 4.7. Curva desde 0 hasta A en el diagrama V-n.

#### 4.5.2 La velocidad de desplome negativo, $V_{S_{negativo}}$

De igual manera que se obtuvo la velocidad de perdida positivo, se obtuvo la velocidad de pérdida negativa:

$$V_{S_{neg}} = \sqrt{\frac{2(W)}{\rho C_{N_{\max-S}}}}$$

Para esta velocidad se consideró multiplicar por 1.1 el  $C_{N_{\max}}$  de la velocidad de pérdida positiva, por lo tanto, queda de la siguiente manera quedó en 1.5752.

$$V_{S_{neg}} = \sqrt{\frac{2 \left( 644.1394 \frac{lb \ ft}{s^2} \right)}{\left( 0.076474 \frac{lb}{ft^3} \right) (1.5752) (8.5831 \ ft^2)}}$$

$$V_{S_{neg}} = \sqrt{\frac{1288.2788 \frac{lb \ ft}{s^2}}{1.0339 \frac{lb}{ft}}}$$

$$V_{S_{neg}} = \sqrt{1,246.03 \frac{ft^2}{s^2}}$$

$$V_{S_{neg}} = 35.2992 \frac{ft}{s} = 20.91 \ knots = 38.73 \frac{km}{h}$$

Por consiguiente, los resultados indican que la aeronave soportará una velocidad de desplome positivo al despegar de 21.9386 nudos, en tanto que la velocidad de desplome negativo es de 20.91 nudos.

La línea parabólica 0-G, como se muestra en la Figura 4.8, se deduce a partir de la siguiente ecuación:

$$V_{S_{n=n_{neg}}} = \sqrt{\frac{2 \ n_{neg} \ \frac{W}{S}}{\rho C_{N_{max}}}}$$

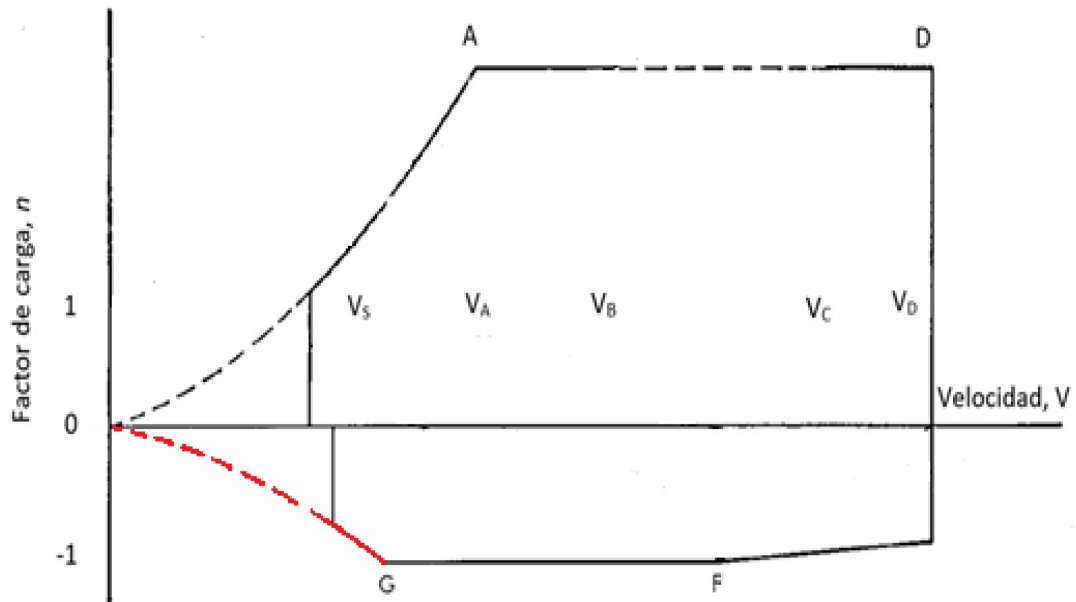


Figura 4.8. Curva desde 0 hasta G en el diagrama V-n.

En la tabla 4.31 se muestran los datos que se obtuvieron de la curva de la velocidad de pérdida con valores de factor de carga negativos de la curva 0-G.

Tabla 4.31. Relación factor de carga positivo y factor de carga negativo contra velocidad

$n +$	$V_S +$	$n -$	$V_S -$
0	0	0	0
0.2	5.0474	-0.2	4.8125
0.4	7.1380	-0.4	6.8058
0.6	8.7423	-0.6	8.3354
0.8	10.0947	-0.8	9.6249
1	11.2862	-1	10.7610
1.2	12.3634	-1.2	11.7881
1.4	13.3540	-1.4	12.7326
1.6	14.2761	-1.6	13.6117
1.8	15.1421	-1.8	14.4374
2	15.9611	-2	15.2183
2.2	16.7402	-2.2	15.9611
2.4	17.4845	-2.4	16.6709
2.6	18.1985	-2.6	17.3516
2.8	18.8855	-2.8	18.0066
3	19.5483	-3	18.6386
3.2	20.1894	-3.2	19.2498
3.4	20.8108	-3.4	19.8423
3.6	21.4141	-3.6	20.4175
3.8	22.0009	-3.8	20.9770
4	22.5724	-4	21.5220
4.2	23.1299	-4.1	22.0535
4.4	23.6742	-4.4	22.5724
4.6	24.2062	-4.6	23.0797
4.8	24.7269	-4.8	23.5761
5	25.2368	-5	24.0623
5.2	25.7365	-5.2	24.5388
5.4	26.2268	-5.4	25.0063
5.6	26.7081	-5.6	25.4651
5.8	27.1808	-5.8	25.9159
6	27.6455	-6	26.3589
6.2	28.1025	-6.2	26.7946
6.4	28.5521	-6.4	27.2234
6.6	28.9948	-6.6	27.6455
6.8	29.4309	-6.8	28.0612
7	29.8605	-7	28.4709

#### 4.5.3 Los factores de carga límite de diseño, $n_{lim_{pos}}$ y $n_{lim_{neg}}$

El factor de carga límite de diseño positivo,  $n_{lim_{pos}}$ , debe ser seleccionado por el diseñador, pero debe cumplir la siguiente condición:

$$n_{lim_{pos}} \geq 2.1 + \frac{24,000}{W + 10,000}$$

$$n_{lim_{pos}} \geq 2.1 + \frac{24,000}{644.322 + 10,000}$$

$$n_{lim_{pos}} \geq 2.1 + 2.2547$$

$$n_{lim_{pos}} = 4.3547$$

Para este caso:

$$n_{lim_{pos}} = 3.8$$

siguiendo las recomendaciones de la FAR23 para aeronaves de categoría normal y de cercanías indica que  $n_{lim_{pos}}$  no deber ser mayor a 3.8.

En tanto que para  $n_{lim_{neg}}$  se utilizó la siguiente condición

$$n_{lim_{neg}} = -1 \left( 0.4 n_{lim_{pos}} \right)$$

$$n_{lim_{neg}} = -1 (0.4 \times 3.8)$$

$$n_{lim_{neg}} = -1 (1.52)$$

$$n_{lim_{neg}} = -1.52$$

#### 4.5.4 El diseño de la velocidad de maniobra $V_A$

La velocidad de maniobra  $V_A$  se obtuvo de la siguiente manera:

$$V_A \geq V_S \sqrt{(n_{lim_{positivo}})}$$

$$V_A \geq 21.9343 \text{ knots } \sqrt{3.8}$$

$$V_A = 42.76 \text{ knots} = 79.20 \frac{km}{h}$$

Por lo tanto, la aeronave QAE-100 mantendrá su velocidad de maniobra cercana a los

$$79.20 \frac{km}{h}$$

#### 4.5.5 Velocidad de crucero $V_C$

La velocidad de diseño de crucero,  $V_C$ , debe satisfacer la siguiente relación utilizando el factor de carga de 33 por ser considerado un avión normal, con un factor de carga alar al momento de despegue  $\left(\frac{W}{S}\right)$  [20,37]:

$$V_C \geq k_c \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)}$$

$$V_C \geq 33\sqrt{2.33}$$

$$V_C \geq 33 (1.5264)$$

$$V_C = 50.3723 = 93.28 \frac{km}{h}$$

Lo anterior implica que la velocidad crucero en la aeronave tendrá en vuelo estable y nivelado será de  $93.28 \frac{km}{h}$ .

#### 4.5.6 Velocidad de Perdida $V_D$

Para obtener la velocidad de pérdida de la aeronave  $V_D$  se tomó en cuenta la recomendación de la FAR 23 [20] siendo una aeronave pequeña la velocidad de perdida no deberá ser menor a 1.25, que la velocidad crucero.

$$V_D \geq 1.25 V_C$$

$$V_D \geq 1.25 (50.3723 \text{ knots})$$

$$V_D = 62.96 \text{ knots} = 116.6 \frac{km}{h}$$

Por lo tanto, la velocidad de pérdida de sustentación en relación de velocidades la aeronave entrara en perdida, en caso de superar la velocidad de  $116.60 \frac{km}{h}$ .

Con los resultados obtenidos de las diferentes velocidades de operación de la aeronave QAE-100 se procedió a construir el diagrama de maniobra. En este diagrama obtuvieron



las líneas de maniobra, así como las velocidades de pérdida positiva y negativa, maniobra, crucero y picada [27].

En la gráfica de maniobra (Figura 4.9) se observan las curvas parabólicas de los factores de carga de maniobra de la aeronave QAE-100. La línea de maniobra se muestra de manera elevada debido a la relación de carga de la aeronave es baja con velocidades altas, comparándolo con el trabajo de Hernández donde se observa un alto número de factor de carga por el poco peso que la aeronave llevará en un vuelo.

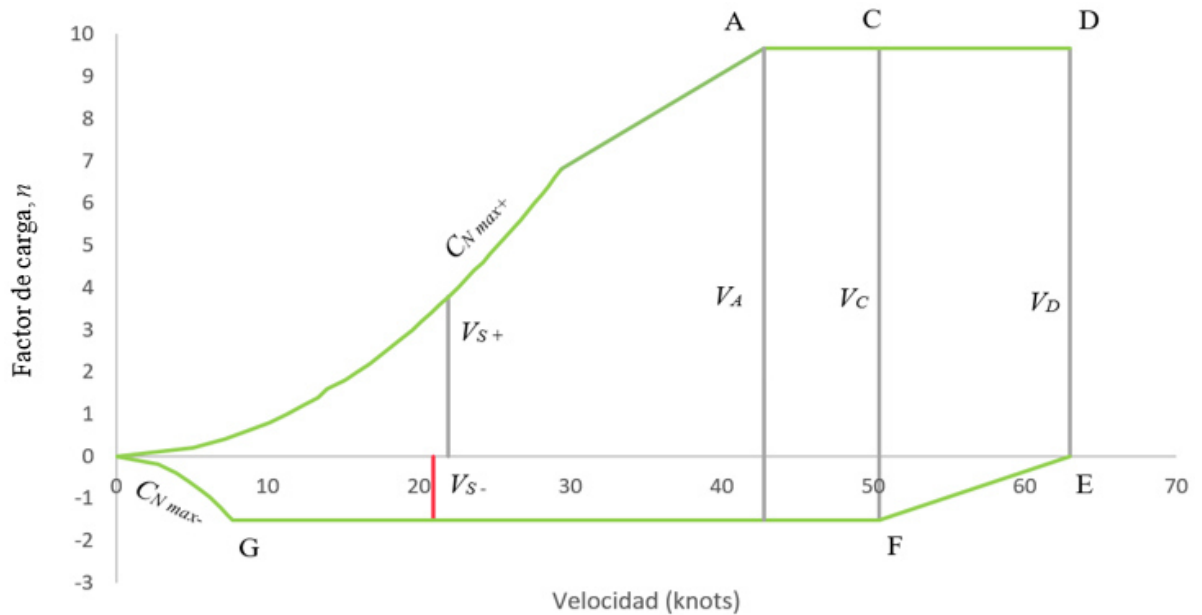


Figura 4.9. Gráfica correspondiente a las líneas de maniobra de la aeronave

#### 4.5.7 Líneas factor de carga de ráfaga

Las dos líneas de factor de carga ráfaga positivos se definen por la siguiente ecuación:

$$n_{lim} = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V C_L \alpha}{498 \frac{W}{S}}$$

$K_g$  se obtuvo con base en la siguiente ecuación:

$$K_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

Donde  $\mu_g$  = Relación de masa de la aeronave, y está dada por:

$$\mu_g = \frac{2 \left( \frac{W}{S} \right)}{\rho \dot{c} g C_{L\alpha}}$$

$$\mu_g = \frac{2 \left( 2.33 \frac{lb}{ft^2} \right)}{\left( 0.0023768924 \frac{slugs}{ft^3} \right) (0.5160 ft) \left( 32.174 \frac{ft}{s^2} \right) (0.08293)}$$

$$\mu_g = \frac{4.66 \frac{lb}{ft^2}}{0.003272472 \frac{lbm ft}{s^2}}$$

$$\mu_g = 1,424.0226 ft^2$$

Se sustituye el valor de  $\mu_g$  para obtener la  $K_g$ .

$$K_g = \frac{0.88 (1,424.0226 ft^2)}{5.3 + 1,423.0226 ft^2}$$

$$K_g = \frac{1,253.1399 ft^2}{1,428.3236 ft^2}$$

$$K_g = 0.8774$$

Para el caso de la aeronave QAE-100, la obtención de las líneas de ráfaga para  $V_C$ , el valor de  $U_{de} = 50 \frac{ft}{s}$ , debido a que la aeronave llegará a alcanzar una altura máxima de 12,500 ft sobre el nivel del mar.

$$n_{lim} = 1 + \left( \frac{(0.8774)(U_{de})(V)(0.08293)}{498 \left( 2.33 \frac{lb}{ft^3} \right)} \right)$$

$$n_{lim} = 1 + \left( \frac{(0.8774) \left( 50 \frac{ft}{s} \right) (0.08293) (V_C)}{498 \left( 2.33 \frac{lb}{ft^3} \right)} \right)$$

$$n_{lim_{pos}} = 1 + \left( \frac{3.638114 \frac{ft}{s} \left( 85.0188 \frac{ft}{s} \right)}{1,160.34 \frac{lb}{ft^3}} \right)$$

$$n_{lim_{pos}} = 1 + 0.2665$$

$$n_{lim_{pos}} = 1.2665$$

La siguiente línea de ráfaga se obtuvo con la velocidad de picada o de fallo ( $V_D$ ). Se sustituye en la ecuación el valor de  $V_D = 25 \frac{ft}{s}$ . Esto de acuerdo con la FAR 23 [20], para aeronaves de utilidad o normales:

$$n_{lim} = 1 + \left( \frac{(0.8774) \left( 25 \frac{ft}{s} \right) (0.08293) (V_D)}{498 \left( 2.33 \frac{lb}{ft^2} \right)} \right)$$

$$n_{lim_{pos}} = 1 + \left( \frac{1.819 \frac{ft}{s} \left( 106.2645 \frac{ft}{s} \right)}{1160.34 \frac{lb}{ft^2}} \right)$$

$$n_{lim_{pos}} = 1 + \left( \frac{193.2951 \frac{ft^2}{s^2}}{1,160.34 \frac{lb}{ft^2}} \right)$$

$$n_{lim_{pos}} = 1 + 0.1665$$

$$n_{lim_{pos}} = 1.16647$$

Conociendo los factores de carga para las velocidades de crucero y picada, se obtuvo la tabla 4.32, en la cual representa los valores con los datos de la velocidad ascendente desde 0 hasta los 70 knots, este rango de velocidades se determinó mediante la velocidad de picada, la cual es de 62.96 knots para el UAV QAE-100.

Para líneas de ráfaga de la velocidad crucero,  $V_C$  se realizó la tabla 4.32 en base a la siguiente ecuación:

$$n_{lim_{pos}} = 1 + 0.157829 (V)$$

Tabla 4.32. Relación factor de carga positivo y negativo contra velocidad de crucero ( $V_C$ )

$V (Knots)$	$n +$	$n -$
0	1	1
2	1.6313	0.3687
4	2.2626	-0.2626
6	2.8939	-0.8939
8	3.5253	-1.5253
10	4.1566	-2.1566
12	4.7879	-2.7879
14	5.4192	-3.4192
16	6.0505	-4.0505
18	6.6818	-4.6818
20	7.3132	-5.3132
22	7.9445	-5.9445
24	8.5758	-6.5758
26	9.2071	-7.2071
28	9.8384	-7.8384
30	10.4697	-8.4697
32	11.1011	-9.1011
34	11.7324	-9.7324
36	12.3637	-10.3637
38	12.9950	-10.9950
40	13.6263	-11.6263
42	14.2576	-12.2576
44	14.8890	-12.8890
46	15.5203	-13.5203
48	16.1516	-14.1516
50	16.7829	-14.7829
52	17.4142	-15.4142
54	18.0455	-16.0455
56	18.6768	-16.6768
58	19.3082	-17.3082
60	19.9395	-17.9395
62	20.5708	-18.5708
64	21.2021	-19.2021
66	21.8334	-19.8334
68	22.4647	-20.4647
70	23.0961	-21.0961

Para líneas de ráfaga de la velocidad de picada o de pérdida,  $V_D$  se realizó la tabla 4.33 con base en la siguiente ecuación:

$$n_{lim_{pos}} = 1 + 0.19727 (V)$$

De igual manera como se obtuvieron las líneas de ráfaga en la velocidad de crucero se obtienen los de la velocidad de picada.

Tabla 4.33. Relación factor de carga positivo contra velocidad de picada ( $V_D$ )

$V (Knots)$	$n +$	$n -$
0	1	1
2	1.215	0.785
4	1.431	0.569
6	1.646	0.354
8	1.862	0.138
10	2.077	-0.077
12	2.292	-0.292
14	2.508	-0.508
16	2.723	-0.723
18	2.939	-0.939
20	3.154	-1.154
22	3.370	-1.370
24	3.585	-1.585
26	3.800	-1.800
28	4.016	-2.016
30	4.231	-2.231
32	4.447	-2.447
34	4.662	-2.662
36	4.877	-2.877
38	5.093	-3.093
40	5.308	-3.308
42	5.524	-3.524
44	5.739	-3.739
46	5.955	-3.955
48	6.170	-4.170
50	6.385	-4.385
52	6.601	-4.601
54	6.816	-4.816
56	7.032	-5.032
58	7.247	-5.247
60	7.462	-5.462
62	7.678	-5.678
64	7.893	-5.893
66	8.109	-6.109
68	8.324	-6.324
70	8.540	-6.540

Con los resultados anteriores se obtuvo la gráfica de líneas de ráfaga (la Figura 4.10), lo cual indica los límites con las líneas de ráfaga que la aeronave QAE-100 tendrá durante sus operaciones, dichas líneas de ráfaga se disipan al llegar a las velocidades respectivas de crucero y de picada.

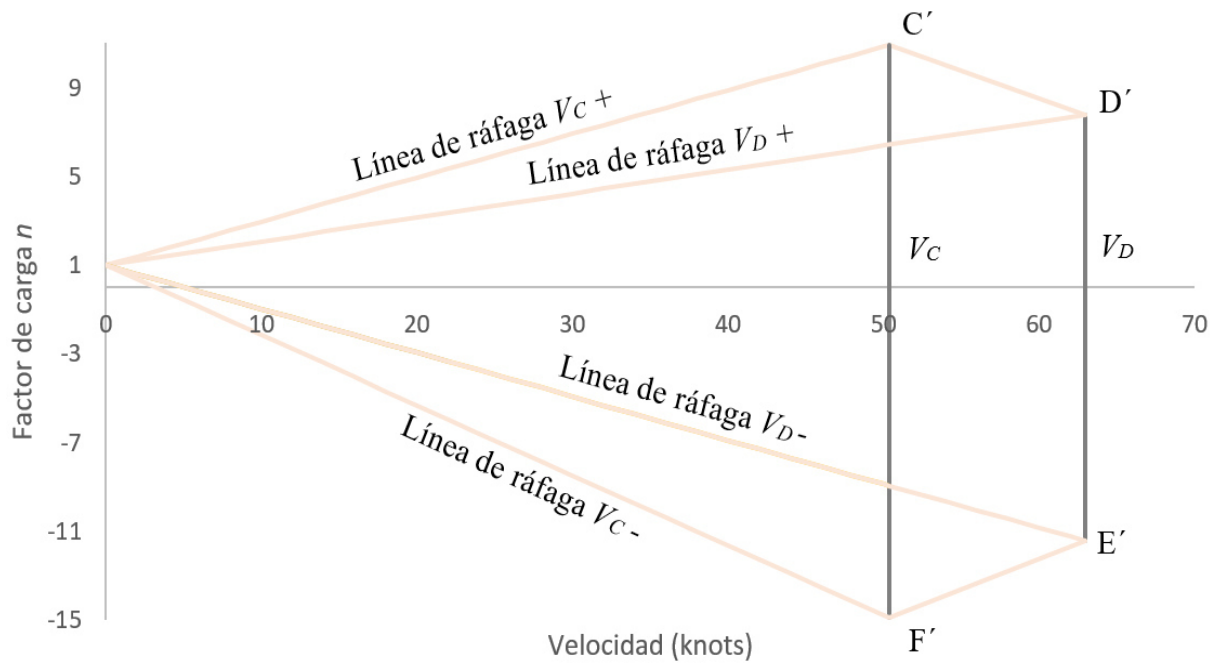


Figura 4.10. Gráfica correspondiente a las líneas de ráfaga de la aeronave

En la siguiente gráfica (Figura 4.11), se muestran las líneas de ráfaga. Cada línea finaliza en los puntos de intersección con las velocidades de crucero y picada, al intersectarse indican los límites de velocidades críticas en los que la aeronave QAE-100 podrá operar.

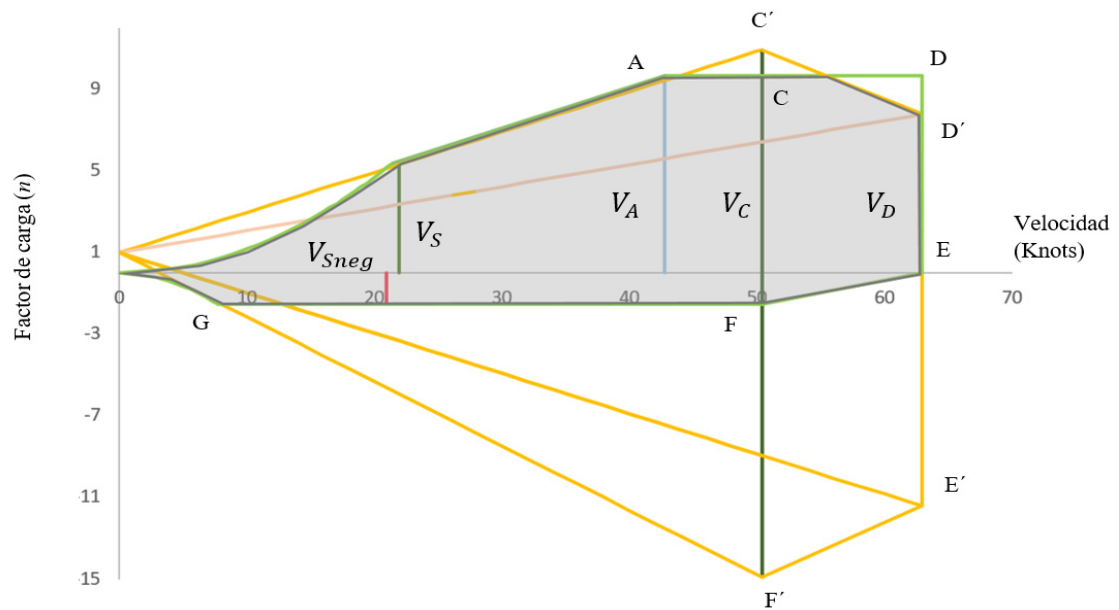


Figura 4.11. Gráfica correspondiente al Diagrama V-n de la aeronave QAE-100

El área sombreada de la Figura 4.11, muestra las velocidades y los factores de carga que la aeronave podrá operar en vuelo estable y nivelado. Si la pendiente de la línea de ráfaga  $V_C +$  es intersectada en el punto C, por encima de la línea A-D, indica que el factor de carga límite de diseño a la velocidad  $V_C$  cumple la función de carga máxima.

Al unir ambas envolventes como se observa en la Figura 4.11 (ráfaga y maniobra) se observa que la envolvente de vuelo es crítica por ráfaga, lo cual indica que la estructura podrá sufrir daños estructurales al encontrarse con una ráfaga que rebase los factores límites de carga de la aeronave, esto lo denota el trabajo de Pastén [33].

De acuerdo con el trabajo de Hernández [26], se detecta una paridad en rangos en la velocidad de crucero siendo estos aviones pequeños de diferente tamaño y configuración en las velocidades.

Resultados similares surgen en relación con el punto D'; si el punto D' es superior al punto D en la figura 4.11, entonces el factor de carga límite de diseño en la velocidad de picada, está dada por la proyección del punto D' (factor de carga del eje). Si cualquiera de estas condiciones se cumple indica que la envolvente es considerada de ráfaga-crítica de la aeronave.

La velocidad para ejercer maniobras será de 42.76 nudos. La línea de ráfaga para la velocidad deseada de 65 km/h (35.09 nudos) deberá ser desde 1.17 hasta 2.25 en este rango la aeronave se comportará dentro de los límites de diseño.

La velocidad crucero en la cual se puede acercar y mantener es de 50.3723 nudos, y teniendo una velocidad crítica de picada de 62.96 nudos, esta velocidad indica que la aeronave QAE-100 perderá sustentación.

# CAPÍTULO 5

## CONCLUSIONES Y FUTURO TRABAJO

### 5.1 Conclusiones

En el presente trabajo se realizó con una metodología estructurada, la realización de análisis aerodinámicos, así como la manufactura del perfil alar. Esto se corrobora en la gráfica V-n de la aeronave QAE-100.

Los resultados aerodinámicos obtenidos de forma experimental en el túnel de viento mostraron la estabilidad del diseño del perfil SL-1 al ser sometido a fuerzas aerodinámicas de levantamiento y arrastre.

El ala con perfil SL-1, se analizó en el túnel de viento y se observó un comportamiento estable, por lo cual fue posible la determinación de los coeficientes aerodinámicos.

Con base en el análisis aerodinámico se determinó que el diseño del perfil alar indica que en ángulo de ataque estará en los rangos desde  $-8^\circ$  hasta  $17^\circ$  en una relación máxima de levantamiento y arrastre.

De acuerdo en las recomendaciones de estudio de la FAA se determinó que las diferentes velocidades en las que operará la aeronave QAE-100 es estable en un rango de velocidades bajas que son hasta los  $116.6 \frac{km}{h}$ . Por lo tanto, la aeronave QAE-100 podrá operar en diversas condiciones de vuelo recto y nivelado, incluyendo cambios de ráfaga tanto horizontales como verticales hasta altitudes de 3,800 metros sobre el nivel del mar.



## **5.2 Recomendaciones para trabajos futuros**

Se recomienda realizar pruebas computacionales y simulación, para comparar resultados y detectar las diferencias que pudiesen haber, entre resultados experimentales y cuantitativos.

Además, se recomienda verificar y validar el perfil SL-1 con diferentes configuraciones de perfiles, para comparar los comportamientos en vuelo recto y nivelado.

# REFERENCIAS

- [1] Ordoñez Romero Carlos, Aerodinamica, Tomo 2, 1979, Union Tipografica Editorial Hispano-Americana, S.A. de C.V.
- [2] J.P.G. Fahlstrom, T.J. Gleason, "Introduction to UAV Systems", 4th ed, J. Peters, 2012 John Wiley & Sons, Ltd, pp. 3-9.
- [3] F. Thomas, Fundamentals of Sailplane Design, Hardcover, November, 1999 pp. 116-118.
- [4] P. Panagiotou, P. Kaparos, K. Yakinthos, "Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD", Laboratory of Fluid Mechanics & Turbomachinery, Dept. of Mechanical Engineering, Aristotle University of Thessaloniki, Greece
- [5] H. Abbot, A.E. Von Doenhoff, "Theory of Wing Sections", (2nd edition) McGraw-Hill Book Company, New York (1949) also: Dover Publications, Inc., New York, 1959
- [6] P. Panagiotou, P. Kaparos, K. Yakinthos, "Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD", Laboratory of Fluid Mechanics & Turbomachinery, Dept. of Mechanical Engineering, Aristotle University of Thessaloniki, Greece
- [7] D.P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2012.
- [8] Ortega Sanchez, J.A. Diseño de aeronave QAE-100.
- [9] P. G. Fahlstrom, T. J. Gleason, "Introduction to UAV Systems, Fourth edition, Wiley, Ed., 2012.
- [10] Clarence "Kelly" Johnson (<http://www.wvi.com/~sr71webmaster/kelly1.htm>), fundador de Lockheed Skunk Works y diseñador de la aeronave SR-71 y T-2.
- [11] ARMY USA., Unmanned Aerial Systems: a historical perspective, Ocasional Paper 37, For Leavenworth, Kansas.
- [12] Peter W. Merlin, National Aeronautics and Space Administration, Ikhana, Unmanned Aircraft System western states fire missions, Washington, D.C. 2009.
- [13] Lawrence Camacho, NASA, "Civil UAV capability Assessment", Draft Version, 2004.
- [14] Sebastián Franchini, Oscar López García, Introducción a la ingeniería aeroespacial, 2da Edición, Garceta grupo editorial.
- [15] John D. Anderson Jr., "Fundamentals of Aerodynamics", Fifth Ed., Mc Graw Hill, Fourteenth reprint 2015.
- [16] John D. Anderson Jr., "Aircraft Performance and Design, Mc Graw Hill, 1999.
- [17] Oscar Torrente Artero, "Introducción a la Ingeniería Aeroespacial", 2da Edición, Garceta grupo editorial.
- [18] <http://history.nasa.gov/naca/overview.html>
- [19] John J. Bertin, Russell M. Cummings, "Aerodynamics for Engineers", Fifth Edition, Pearson Prentice Hall, 2009.
- [20] The Federal Aviation Regulations parte 23, "FAR 23", categoría aviones pequeños, de utilidad, acrobáticos y de viaje diario; [https://www.faa.gov/aircraft/air\\_cert/design\\_approvals/small\\_airplanes/small\\_airplanes\\_regs/](https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/small_airplanes/small_airplanes_regs/)
- [21] Charles E. Dole, "Teoría de vuelo y aerodinámica", Paraninfo, S.A. de C.V., 1979.
- [22] Charles E. Dole, "Theory And Aerodynamics: A Practical Guide For Operational Safety" 2<sup>nd</sup> edition.
- [23] Fausto H. Rodríguez, Método para la obtención de la gráfica polar de un avión.
- [24] Ortega Sanchez, J.A. Diseño de aeronave QAE-100.
- [25] Megson T.H.G., Aircraft Structures, Butterworth-Heinemann, First edition, 2007.
- [26] Hernández Hernández Irvin Jair, "Sistemas de desarrollo de proyectos en ingeniería de diseño, IPN, ESIME TICOMAN, 1881-2013
- [27] Roskam, Jan, Airplane Aerodynamics and Performance, Design, Analysis and Research corporation, 1997.
- [28] Roger Clarke, "Understanding the drone epidemic" Xamax Consultancy Pty Ltd, 78 Sidaway St, Chapman ACT 2611, Australia.
- [29] G.K. Ananda, P.P. Sukumar, M.S. Selig, "Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers", Department of Aerospace Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, 104 S. Wright St., Urbana, IL 61801, USA.
- [30] F. Mohamad, W. Wisnoe, W. Kuntjoro, R. E. M. Nazir, Z. M. Ali, N. F. Reduan, "Wind Tunnel Experiments of UiTM's Blended Wing Body (BWB) Baseline-II Unmanned Aerial Vehicle (UAV) at Low Subsonic Speed", Flight Technology & Testing Centre (FTTC), Faculty of Mechanical Engineering, December, 2010.
- [31] N. Qin, A. Vavalle, A. Le Moigne, M. Laban, K. Hackett, P. Weinerfelt, "Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft", Department of Mechanical Engineering, University of Sheffield, Sheffield UK, 2004.
- [32] M. Castillo M., "Análisis de Esfuerzos en la Caja de Torsión de un Ala", Tesis para grado de Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica, ESIME-Zacatenco, 2002.
- [33] Pastén, G., Diseño y cálculo estructural de la cuaderna principal del fuselaje de la aeronave no tripulada Tláloc II, Tesis de grado. IPN, ESIME Ticoman, Mexico D.F., 2012.